

~~612.1 39.56~~
~~к 65~~

H-51

**В. Д. КОНСТАНТИНОВ, И. Г. УФИМЦЕВ,
Н. В. КОЗЛОВ**

АВИАЦИОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ САМОЛЕТОВ

**Ордена Трудового Красного Знамени
ВОЕННОЕ ИЗДАТЕЛЬСТВО
МИНИСТЕРСТВА ОБОРОНЫ СССР
МОСКВА — 1970**

В, Д. КОНСТАНТИНОВ, И. Г, УФИМЦЕВ, Н. В. КОЗЛОВ

АВИАЦИОННОЕ

ОБОРУДОВАНИЕ

САМОЛЕТОВ

Ордена Трудового Красного Знамени

ВОЕННОЕ ИЗДАТЕЛЬСТВО

МИНИСТЕРСТВА ОБОРОНЫ СССР

МОСКВА—1-9 7 0

ВВЕДЕНИЕ

Коммунистическая партия Советского Союза и Советское правительство, постоянно заботясь об усилении боевой мощи Советских Вооруженных Сил, создали все условия для бурного развития авиационной техники. Успехи передовой советской науки находят свое отражение в непрерывном совершенствовании боевых свойств самолетов и вертолетов. Увеличение скорости, высоты и дальности полетов, оснащение летательных аппаратов новыми, современными видами вооружения и оборудования резко повысили боевую эффективность авиации и позволили ей выполнять боевые задачи в сложных климатических и метеорологических условиях в любое время года и суток.

В полете летчику необходимо иметь сведения о режиме работы силовых установок, запасы и расходе топлива, о местоположении самолета и положении его в пространстве, о скорости, курсе и высоте полета, о состоянии различных агрегатов и систем, об окружающей его воздушной обстановке и т. д. Он должен иметь возможность активно воздействовать на работу всех агрегатов и систем самолета. Эти задачи в полете решаются с помощью комплекса приборного, электрического, автоматического и другого оборудования.

Совершенствование летательных аппаратов сопровождается все более широким развитием и усложнением авиационного оборудования, появлением новых автоматических систем и устройств, облегчающих экипажу выполнение боевых задач. Авиационное оборудование летательных аппаратов выполняет следующие основные функции:

- контроль режима работы и управление силовой установкой;
- автоматическое управление летательным аппаратом при взлете, полете и посадке (угловым положением, движением центра масс и скоростью);
- навигационные расчеты и управление самолетом в момент атаки цели;
- автоматическое управление полетом в боевых порядках;
- обеспечение нормальных условий работы экипажа в полете;
- контроль за нормальным функционированием всех агрегатов и систем летательного аппарата.

1*

3

По сравнению с 1945 годом — последним годом второй мировой войны — количество авиационного оборудования каждого вида возросло сейчас в 5—20 раз и имеет тенденцию к дальнейшему росту в будущем. Без оборудования полет современного самолета невозможен. Все это говорит о чрезвычайно большой роли авиационного оборудования.

Развитие оборудования и его сложность привели к созданию наземных средств подготовки летных экипажей в виде пилотажных, навигационных и других тренажеров. Эти тренажеры наряду с контрольно-поверочными устройствами входят в комплекс наземного авиационного оборудования.

Классификация авиационного оборудования

Авиационное оборудование можно классифицировать в соответствии с системой организации технического обслуживания по назначению и по принципу действия.

Классификация в соответствии с организацией технического обслуживания необходима для разграничения обязанностей должностных лиц и четкой организации работ по техническому обслуживанию и эксплуатации этого оборудования, а также для определения профиля подготовки технического состава. По принципу организации обслуживания авиационное оборудование самолетов и вертолетов подразделяется на оборудование электронной автоматики, электрооборудование, приборное оборудование, кислородное оборудование, высотное снаряжение и средства фоторазведки и фотоконтроля.

По назначению все авиационное оборудование летательных аппаратов разделяется на следующие группы.

1. Электроэнергетические системы, объединяющие источники и преобразователи электрической энергии, электрические сети, коммутационную и защитную аппаратуру.
2. Электропривод механизмов.
3. Электрический обогрев, светотехническое и противопожарное оборудование.
4. Авиационное оборудование силовых установок, куда входят приборы контроля режимов работы силовых установок, системы электрического зажигания топлива и запуска авиационных двигателей, управления режимами работы, входными устройствами, лентами перепуска и т. п.
- «
5. Пилотажно-навигационные приборы, измерительные системы и автоматы. Эта группа объединяет измерители высоты и скорости полета, измерители угловых координат и угловых скоростей самолета, компасы и курсовые системы, навигационные координаторы и вычислители.
6. Системы автоматического и полуавтоматического управления полетом.

4

7. Системы обеспечения жизнедеятельности экипажей, куда входят системы кондиционирования - воздуха в кабине, кислородного питания и высотного снаряжения.
8. Фотокинооборудование!
9. Устройства для контроля технического состояния авиационного оборудования самолетов и вертолетов.

Общие тактико-технические требования к авиационному оборудованию

Важность и сложность задач, решаемых авиационным оборудованием, и специфичность условий его работы, существенно отличающихся от условий работы наземного оборудования, заставляют предъявлять к нему повышенные требования. Основными общими тактико-техническими требованиями к авиационному оборудованию являются следующие.

1. Обеспечение наиболее полного и эффективного использования летно-тактических свойств самолетов и вертолетов при их боевом применении в условиях радиоактивного, химического и бактериологического заражения воздуха и местности.
2. Высокая надежность и точность работы в течение всего заданного срока службы при любом положении в пространстве, любых метеорологических условиях (изменениях температуры окружающей среды от $+50^{\circ}\text{C}$ до -60°C , относительной влажности воздуха до 98% и т. п.) и заданном диапазоне частот и амплитуд вибраций.
3. Минимальное количество органов управления, настройки и контроля; приспособленность оборудования для автоматического контроля его технического состояния; безопасность и удобство эксплуатации.
4. Унификация и взаимозаменяемость деталей, узлов, агрегатов, приборов и т. д.
5. Минимальное время приведения в боеготовое состояние.
6. Наличие встроенного автоматического или полуавтоматического контроля в различных системах самолета и авиадвигателя.
7. Отсутствие помех со стороны бортовых электрических установок на работу радиоэлектронного оборудования и автоматических систем.
8. Высокая механическая, электрическая, термическая прочность и химическая стойкость.
9. Минимальный вес и габариты оборудования.

Одним из наиболее важных требований является высокая надежность и точность работы, так как от этого зависит успех выполнения полетного задания. Под надежностью технических Устройств понимается свойство выполнять в определенных условиях эксплуатации и в течение определенного интервала времени все заданные им функции при сохранении значений рабочих характеристик в пределах установленных допусков. Численно надеж-

ность оценивается величиной вероятности безотказной работы на заданном интервале времени.

Надежная работа авиационного оборудования в процессе эксплуатации обеспечивается проведением ряда профилактических мероприятий, к которым относятся регламентные работы и все виды осмотров и подготовки техники. На подготовку авиационного оборудования к полету затрачивается много времени ввиду его многочисленности и сложности, что приводит к увеличению сроков приведения летательных аппаратов в боеготовое состояние. Поэтому в последние годы уделяется большое внимание разработке методов и установок автоматического контроля состояния авиационного оборудования.

Кроме перечисленных выше общих требований к каждому конкретному устройству авиационного оборудования предъявляются специальные технические требования, определяющие его назначение и условия применения.

Измерения и их погрешности

Измерение любых физических величин на самолете неизбежно сопровождается погрешностями.

Погрешность, представляющая собой разность между результатом измерения и действительным значением измеряемой величины, является основной характеристикой авиационных приборов и измерительных систем. Погрешности могут быть абсолютными и относительными.

Абсолютной погрешностью ΔA называется алгебраическая разность между измеренным A_x и истинным A значениями измеряемой величины: $\Delta A = A_x - A$. В авиационной практике вместо абсолютной погрешности часто пользуются термином «поправка».

Поправкой к показанию прибора называют величину, которую нужно прибавить к результату измерения (показанию прибора), чтобы получить истинное значение измеряемой величины. Поправка по абсолютной величине равна абсолютной погрешности, но противоположна ей по знаку.

Относительной погрешностью β называется абсолютная погрешность, выраженная в процентах истинного значения измеряемой

величины: $\beta = \frac{\Delta A}{A} \cdot 100$. Различают также приведенную отно-

сительную погрешность, представляющую собой абсолютную погрешность, выраженную, в процентах верхнего предела измерения (наибольшей отметки шкалы) прибора.

Для оценки изменения абсолютной погрешности, обусловленной конструкцией прибора, пользуются понятием «вариация». Вариацией показаний прибора называется разница в показаниях прибора, соответствующая одному и тому же истинному значению измеряемой величины при одинаковых внешних условиях.

В зависимости от характера абсолютная и относительная погрешности могут быть либо систематическими, либо случайными.

Систематическими называются погрешности, вызываемые какой-либо постоянно действующей причиной и подчиняющиеся определенному закону. Случайными называются погрешности, неопределенные по величине, в появлении которых не наблюдается какой-либо закономерности.

Систематические погрешности достаточно легко поддаются изучению и в зависимости от причин, их порождающих, подразделяются на методические и инструментальные. Методические погрешности вызываются несовершенством методов измерения (не зависят от качества изготовления прибора), а инструментальные — несовершенством изготовления самого прибора.

К основным видам инструментальных погрешностей относятся:

- шкаловые погрешности, обуславливаемые неточной градуировкой шкалы и неточной установкой стрелки;
- температурные погрешности, вызываемые изменениями температуры окружающей среды, которые приводят к изменениям электрического сопротивления рамок приборов, магнитного сопротивления магнитопроводов, вязкости смазки, модуля упругости материалов, чувствительных элементов и т. д.;
- погрешности, вызываемые трением;
- ошибки гистерезиса, свойственные приборам с упругими чувствительными элементами и ферромагнитными материалами;

- погрешности, вызываемые наличием зазоров и люфтов в подвижных соединениях деталей.

Применением специальных конструктивных мер (биметаллических компенсаторов, электрических схем температурной компенсации и других) инструментальные погрешности уменьшаются до минимальных значений, не превышающих допустимых. Методические погрешности иногда удается устранить путем коррекции показаний некоторых приборов и измерительных систем.

ГЛАВА 1

АВИАЦИОННЫЕ ГЕНЕРАТОРЫ И ПРЕОБРАЗОВАТЕЛИ

РОДА ТОКА

§ 1.1. КЛАССИФИКАЦИЯ И ПАРАМЕТРЫ ЭЛЕКТРОЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ

СИСТЕМ

Электрическая энергия является наиболее универсальной и может быть использована для приведения в действие почти всех потребителей энергии на летательных аппаратах. В тех случаях, когда в качестве источника энергии целесообразно использовать гидравлические или пневматические установки, управление ими также осуществляется с помощью электричества. Для приведения в действие различного радиооборудования, освещения, установок инфракрасной техники, вычислительных машин, систем автоматического управления используется только электроэнергия. Помимо универсальности электроэнергия обладает следующими преимуществами:

- легко трансформируется в другие виды энергии, передача ее на расстояние осуществляется просто;

- позволяет максимально автоматизировать управление;
- позволяет создавать системы с большой живучестью и высокой надежностью.

Вследствие отмеченных преимуществ электрическая энергия широко используется на летательных аппаратах. На современном тяжелом самолете мощность всех источников электроэнергии достигает 150—300 *квт*, длина проводов электрической сети — 50—70 *км*, а ее вес составляет более 1000 *кг*.

Электроэнергетические системы летательных аппаратов включают в себя источники и преобразователи электрической энергии с соответствующей регулирующей аппаратурой (генераторы, преобразователи рода тока и напряжения, химические источники тока) и системы передачи и распределения электроэнергии (электрические сети, коммутационную и защитную аппаратуру, приборы контроля,¹ монтажное и установочное оборудование).

До настоящего времени на большинстве отечественных летательных аппаратов в качестве основной электроэнергетической си-8

стемы используется система постоянного тока. Имеющиеся потребители переменного тока обеспечиваются электроэнергией от электромашинных преобразователей постоянного тока в переменный. Однако на некоторых типах летательных аппаратов наряду с системой постоянного тока имеются также самостоятельные системы переменного тока.

. Источниками электроэнергии постоянного тока являются генераторы с номинальным напряжением 28,5 *в*. На некоторых типах самолетов устанавливается по 6—8 генераторов мощностью 12—18 *квт* каждый. Вследствие большой общей мощности потребителей электроэнергии величины токов в электрической сети самолета могут достигать нескольких тысяч ампер.

s,

По сравнению с постоянным переменный ток обладает следующими достоинствами:

- легко преобразуется из одного напряжения в другое с помощью трансформаторов, которые имеют высокий *к. п. д.*;
- легко преобразуется в постоянный ток с помощью выпрямителей (селеновых, германиевых, кремниевых);
- машины переменного тока не имеют коллекторов, что значительно повышает их надежность; эти машины можно вообще выполнить без скользящих контактов;
- условия искрогашения на контактах коммутационной аппаратуры для переменного тока значительно легче, чем для постоянного тока.

Ввиду последних двух факторов напряжение переменного тока может быть повышено до 120—208 *в*, что ведет к значительному снижению веса сети и машин переменного тока.

Однако применение только источников электроэнергии переменного тока на самолетах связано с рядом трудностей:

- а) для многих потребителей требуется ток стабильной частоты; поскольку скорость вращения авиадвигателя переменная, то для получения стабильной частоты генератора требуется редуктор с плавно изменяющимся передаточным отношением;
- б) сложность осуществления параллельной работы генераторов переменного тока;
- в) малые пусковые моменты электродвигателей переменного тока;
- г) сложность регулирования скорости вращения мощных электродвигателей переменного тока.

Поэтому в настоящее время на многих типах самолетов одновременно используют как систему постоянного тока, так и систему переменного тока.

Если для вращения синхронных генераторов устанавливаются достаточно мощные приводы постоянной скорости, то все потребители переменного тока питаются током стабильной частоты.

Если нет привода стабильной скорости вращения, потребители стабильной частоты получают ее от преобразователей постоянного тока в переменный.

• •

9

На современных самолетах электроэнергетические системы переменного тока могут иметь следующие основные параметры:

- а) в трехфазных системах переменного тока — напряжение 200/115 *в* с частотой 400 *гц* и напряжение 36 *в* с частотой 400 *гц*;
- б) в однофазных системах переменного тока — напряжение 115 *в* с частотой

400 гц.

Кроме того, применяются системы переменного тока нестабильной частоты с напряжением 200 в.

§ 1.2. АВИАЦИОННЫЕ ГЕНЕРАТОРЫ

Минимальные габариты и вес авиационных генераторов получаются благодаря большим электрическим, тепловым и механическим нагрузкам, при которых они работают на летательных аппаратах. Удельные мощности для авиационных генераторов постоянного тока достигают 450—500 *вт/кг*, для генераторов переменного тока — 700—1400 *ва/кг*. Это соответственно в 5 и 10 раз больше, чем для неавиационных генераторов той же мощности. Получению больших удельных мощностей способствуют высокие скорости вращения: 4000—9000 *об/мин* для генераторов постоянного тока и 4000—24000 *об/мин* для генераторов переменного тока. Скорости вращения некоторых генераторов достигают 60 000 *об/мин* и более.

Большие электрические нагрузки генераторов вызывают сильный нагрев их частей. Вследствие применения теплостойких изоляционных материалов и припоев допустимый нагрев коллекторов генераторов значительно выше, чем для наземных машин, и составляет 175° С. Высокие температуры нагрева допускаются и для других частей генераторов. Получение указанных электрических нагрузок становится возможным лишь при интенсивном охлаждении генератора. Для этой цели через внутреннюю полость генератора продувается некоторая часть встречного потока воздуха.

С увеличением высот и скоростей полета условия охлаждения встречным потоком воздуха ухудшаются, так как с уменьшением плотности воздуха уменьшается его весовое количество, проходящее через полость генератора. Кроме того, при больших скоростях полета вследствие адиабатического сжатия температура самого охлаждающего воздуха может превышать 200° С. Поэтому в настоящее время ведутся поиски более эффективных методов охлаждения генераторов для скоростных высотных самолетов.

Очень эффективными являются машины с пленочно-испарительным охлаждением, разработанные В. А. Винокуровым. Интенсивность такого охлаждения в сотни раз выше, чем для систем с продувом воздуха. Принцип работы пленочно-испарительных систем заключается в следующем.

К торцу внутренней полости ротора генератора со стороны конического коллектора подводится охлаждающая жидкость (Двода, спирто-водяная смесь). Под действием центробежных сил 10

идкость распыляется и образует по наружной и внутренней поверхности ротора пленку толщиной в несколько микрон, которая парится и в результате большой теплоты парообразования охлаждает нагретые части машины.

Генераторы постоянного тока. Отечественной промышленностью выпускаются авиационные генераторы постоянного тока типов ГС, ГС-ГТ, ГСР, ГСР-СТ (где: ГС — генератор самолетный, Р — с расширенным диапазоном скоростей вращения). Генераторы, имеющие дополнительно обозначение СТ, Одновременно служат для запуска авиадвигателя, т. е. они являются стартер-генераторами.

Выпускаемые генераторы и стартер-генераторы имеют номинальные мощности 3000, 6000, 9000, 12000, 18000 и 22000 *вт* при напряжении 30 в. Все генераторы, имеют закрытое исполнение и фланцевое крепление. Охлаждающий воздух под действием скоростного напора продувается через внутреннюю полость генератора. Для этой цели генератор имеет специальный патрубок со стороны коллектора и выходные окна на корпусе. Генератор также самовентилируется в результате обдува вентилятором, насаженным на конец вала, и частично в результате циркуляции воздуха внутри генератора, возникающей при вращении якоря. При наличии только самовентилиции с генератора можно снять не более 30% номинальной мощности.

Авиационные генераторы могут выдерживать кратковременные перегрузки, если последние ограничены во времени и не превышают допустимых значений. Так, генератор типа ГСР-3000 в течение 2 *мин* выдерживает ток, в 1,5 раза превышающий номинальный, для генератора типа ГСР-9000 этот ток допустим в течение 1 *мин*.

Вращение якоря генератора осуществляется через упругий стальной валик, обеспечивающий смягчение динамических ударов при включении нагрузки и изменении скорости вращения, которые могли бы вызвать поломку вала. Генераторы имеют шесть-восемь основных и три-четыре дополнительных полюса.

Генераторы переменного тока. На летательных аппаратах для получения переменного тока применяются синхронные генераторы. У синхронных генераторов обмотка якоря обыкновенно располагается на роторе, а обмотка возбуждения — на статоре. У генераторов большой мощности (свыше 15 *кВа*) обмотка якоря располагается на статоре, а обмотка возбуждения — на роторе. При больших скоростях вращения, когда появляется опасность разрушения обмотки возбуждения ввиду больших сил инерции, машины выполняются с неявно выраженными полюсами.

Как и генераторы постоянного тока, синхронные генераторы - имеют закрытое исполнение, фланцевое

крепление и охлаждаются воздухом, продуваемым через полость генератора. Промышленностью выпускаются синхронные генераторы типов СГС, СГО, ^bСГ мощностью от 7,5 кВа до 120 кВа.

11

Генераторы СГС (синхронный генератор самолетный) предназначены для работы в трехфазном режиме и имеют номинальное напряжение 208/120 в.

Генераторы СГО (синхронный генератор однофазный) имеют такую -же конструкцию, как и генераторы СГС, но предназначены для работы в однофазном режиме при напряжении 115 в.

Трехфазные генераторы БСГ (бесконтактный синхронный генератор) не имеют щеток и скользящих щеточных контактов.

§ 1.3. АВТОМАТИЧЕСКОЕ РЕГУЛИРОВАНИЕ НАПРЯЖЕНИЯ АВИАЦИОННЫХ ГЕНЕРАТОРОВ

Нормальная работа потребителей электрической энергии на летательных аппаратах возможна лишь при неизменном напряжении их питания. Напряжение генератора определяется зависимостью

$$U = cn\Phi - IR_0 \quad (1.1)$$

где c — коэффициент, определяемый конструктивными параметрами генератора; n — скорость вращения генератора; Φ — магнитный поток возбуждения, пересекающий якорь генератора;

I, R_0 — ток нагрузки и внутреннее сопротивление якоря генератора.

Скорость вращения n и нагрузка / генератора на летательных аппаратах изменяются в широких пределах. Поэтому с целью сохранения постоянного значения напряжения U воздействуют на величину Φ магнитного потока машины. Необходимое изменение потока обеспечивается изменением величины сопротивления цепи обмотки возбуждения с помощью автоматического регулятора напряжения. В настоящее время на самолетах наибольшее применение находят угольные регуляторы напряжения.

Принцип действия и устройства угольных регуляторов напряжения. В угольных регуляторах в качестве изменяемого сопротивления, включаемого в цепь обмотки возбуждения генератора, используется угольный столбик, набранный из 40—60 угольных шайб диаметром 5—20 мм и толщиной 0,5—1 мм. Электрическое сопротивление угольного столбика определяется в основном переходным сопротивлением между шайбами, которое зависит от площади соприкосновения шайб между собой и от числа шайб в столбике. При увеличении давления на столбик площадь соприкосновения поверхностей шайб в результате их деформации увеличивается, а сопротивление столбика уменьшается. Таким образом, изменяя давление на столбик в пределах его упругих деформаций, можно плавно изменять его электрическое сопротивление.

Процесс стабилизации напряжения генератора с помощью угольного регулятора, схема которого показана на рис. 1.1, осуществляется следующим образом. Если напряжение U генератора

12

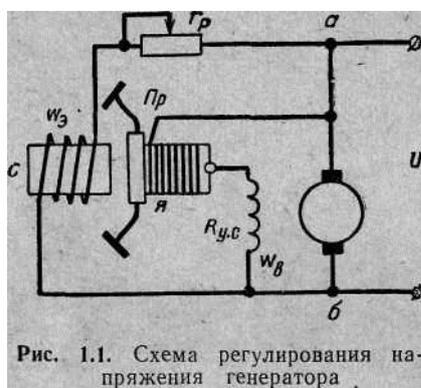


Рис. 1.1. Схема регулирования напряжения генератора

увеличивается, то возрастают ток в обмотке w_A и сила электромагнита. Якорь Я перемещается ближе к сердечнику С электромагнита, ослабляя давление пружины Пр на угольный столбик.

Сопротивление $R_{y.c}$ столбика возрастает, ток в обмотке w_B возбуждения уменьшается и напряжение генератора восстанавливается.

При уменьшении напряжения генератора процесс регулирования происходит в обратном порядке.

Для настройки регулятора на заданное напряжение последовательно с обмоткой w_A электромагнита включено переменное сопротивление r_p .

С помощью угольных регуляторов обеспечивается стабилизация напряжения авиационных генераторов с точностью $\pm (3 \div 10) \%$

Устойчивость работы системы регулирования напряжения и способы ее повышения. Генератор и регулятор напряжения в совокупности представляют систему регулирования, которая в общем случае описывается дифференциальным уравнением довольно высокого порядка. С возрастанием скорости вращения генератора и уменьшением его нагрузки увеличиваются коэффициенты усиления генератора, угольного столбика и электромагнита регулятора. Известно, что с увеличением значений коэффициентов усиления отдельных звеньев качество переходных процессов системы регулирования ухудшается. При некоторых условиях система регулирования напряжения генератора, собранная по схеме, показанной на рис. 1.1, может оказаться неустойчивой.

Для получения устойчивого процесса регулирования применяются специальные стабилизирующие средства»: жесткая отрицательная обратная связь в виде стабилизирующего сопротивления и гибкая отрицательная обратная связь в виде стабилизирующего трансформатора.

Стабилизирующее сопротивление $r_{от}$ включается между обмоткой электромагнита $w_э$ регулятора и обмоткой возбуждения $w_в$ генератора (рис. 1.2). Рассмотрим, как воздействует это сопротивление на процесс стабилизации напряжения.

Поскольку величины сопротивления $r_э$ и обмотки $w_э$ электромагнита в процессе работы постоянны, то потенциал точки B остается также примерно постоянным. Потенциал точки A изменяется в широких пределах - ввиду изменения сопротивления $R_{y,с}$ угольного столбика.

Допустим, что происходит резкое увеличение напряжения генератора. Тогда якорь под действием возросшей силы электромагнита начинает перемещаться к сердечнику, сопротивление угольного

13

столбика возрастает, потенциал точки A уменьшается. Следовательно, увеличивается ток i через стабилизирующее сопротивление. Этот ток создает дополнительное падение напряжения на сопротивлении $r_э$, вследствие чего напряжение на обмотке и сила электромагнита уменьшаются. Поэтому якорь приобретает меньшую кинетическую энергию и через равновесное положение (когда сила электромагнита равна силе пружины) проходит с меньшей скоростью и отклоняется на меньшую величину. При этом хотя напряжение генератора и станет меньше заданного U_0 , но отклонение его Δu_r будет меньшим, чем отклонение напряжения Δu_0 без стабилизирующего сопротивления.

Поскольку величина напряжения генератора стала меньше заданной и сила сжатой пружины стала больше силы электро-



мagnetic force, the armature begins to move in the opposite direction, but with a smaller speed than in the absence of the stabilizing resistor. As a result, the voltage oscillations quickly damp out. The curves of the generator voltage dependence on time (рис. 1.3) characterize the transient processes when the stabilizing resistor is included and excluded after a stepwise reduction of the load at the moment of time t_1 .

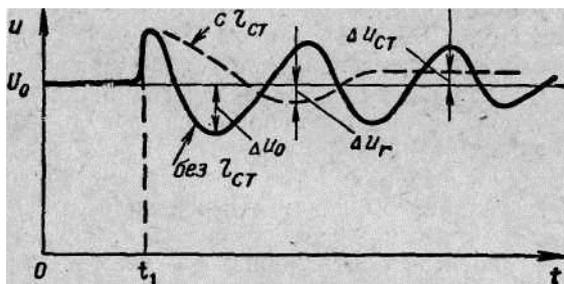


Рис. 1.3. Кривые переходных процессов в системе регулирования напряжения

Наличие жесткой отрицательной обратной связи приводит к появлению погрешности регулирования $\Delta u_{ст}$: внешняя характеристика генератора с регулятором получается более крутой, чем без стабилизирующего

сопротивления.

При малой скорости вращения генератора ввиду уменьшения коэффициентов усиления система регулирования устойчива и без стабилизирующего сопротивления. Чтобы при этом оно не вносило

погрешности регулирования, в некоторых регуляторах напряжения (рУГ-82) его отключают с помощью вентиля B (рис. 1.2). Когда скорость вращений генератора мала, то потенциал точки A выше потенциала точки B и вентиль B не пропускает ток через стабилизирующее сопротивление.

Величину стабилизирующего сопротивления выбирают достаточно большой, чтобы уменьшить вносимую им погрешность регулирования. Однако при этом переходный процесс получается колебательным. Поэтому кроме стабилизирующего сопротивления в схему регулирования включается специальный стабилизирующий трансформатор.

Способы уменьшения температурной погрешности регулятора напряжения. В регуляторе напряжения при его работе выделяется большое количество тепла. Нагрев элементов регулятора вызывает изменение их характеристик и, следовательно, погрешность стабилизации напряжения. Основная погрешность определяется изменением сопротивления цепи обмотки электромагнита регулятора: при увеличении температуры увеличивается сопротивление этой обмотки, ток в обмотке уменьшается и, следовательно, уменьшается сила электромагнита, угольный столбик сжимается, напряжение генератора возрастает.

Для уменьшения температурной погрешности регулятора последовательно с обмоткой электромагнита включается сопротивление r_{τ} (рис. 1.2), имеющее малый температурный коэффициент сопротивления. Величина r_{τ} составляет до 80% сопротивления всей цепи электромагнита. Поэтому при изменении небольшого по величине сопротивления медной обмотки w_3 общее сопротивление цепи этой обмотки изменяется незначительно.

Для более полной компенсации температурной погрешности на сердечник электромагнита регулятора наматывается дополнительная обмотка w_{τ} (рис. 1.2). Обмотка температурной компенсации, как и обмотка w_3 , выполняется из медного провода. Включается она на напряжение генератора. Магнитодвижущая сила (м. д. с.) Aw_{τ} этой обмотки направлена встречно м. д. с. Aw_a основной обмотки. При изменении температуры изменяются обе м. д. с. При этом, если величина включенной последовательно с обмоткой w_a сопротивления r_z выбрана правильно, то разность $Aw_p =$

$Aw_a - Aw_{\tau}$ остается постоянной. Ввиду независимости результирующей м. д. с. электромагнита Aw_p от температуры регулируемое напряжение генератора также не будет зависеть от нее.

Для уменьшения влияния температуры на другие элементы конструкции регулятора увеличивают охлаждаемую поверхность. Регулятор, устанавливая ребристый корпус.

Устройство и особенности эксплуатации угольных регуляторов

напряжения. Угольные регуляторы, применяемые на летательных аппаратах для стабилизации напряжения генераторов постоянно-

15

го и переменного тока, отличаются друг от друга лишь мощностью рассеяния тепла в угольных столбиках, некоторыми схемными и конструктивными элементами.

На рис. 1.4 показана конструкция угольного регулятора, используемого для стабилизации напряжения синхронного генератора. Для лучшего отвода тепла от угольного столбика 7 последний заключен в изолированную специальным лаком дюралюми-

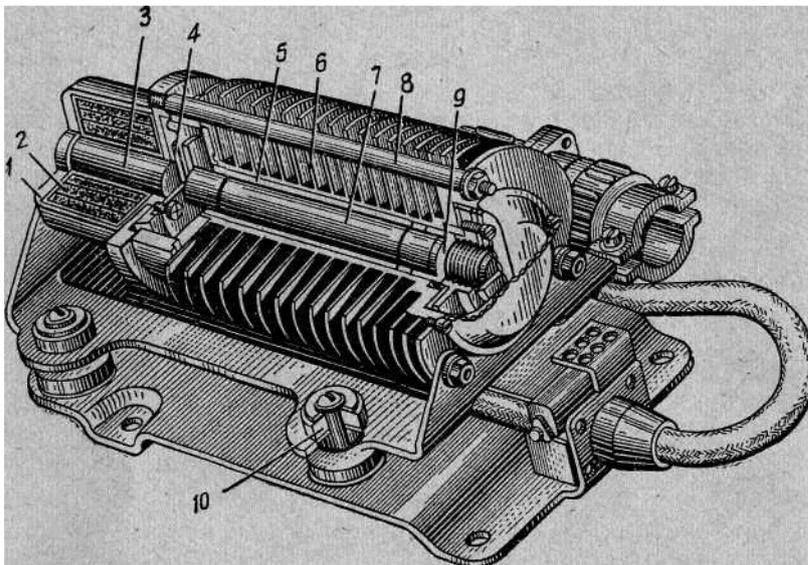


Рис. 1.4. Конструкция регулятора напряжения:

1 — корпус регулятора напряжения; 2 — обмотка электромагнита; 3 — сердечник; 4 — ярлык; 5 — трубка; 6 — радиатор; 7 — угольный столбик; 8 — болт; 9 — контактный винт; 10 — амортизатор

ниевую трубку 5. Тепло от трубки 5 рассеивается с помощью ребристого корпуса — радиатора 6. В корпусе / располагаются обмотки 2 и сердечник 3 электромагнита. Корпус электромагнита и радиатор скрепляются друг с другом болтами 5. Ярлык 4 электромагнита с пружиной воздействует на угольный столбик, который с противоположной стороны упирается в контактный винт 9. Этим винтом регулируется начальное натяжение пружины регулятора на заводе-изготовителе и в ремонтных мастерских.

Для уменьшения влияния вибраций на работу регулятора последний устанавливается на специальных амортизаторах 10.

В процессе эксплуатации заданный уровень стабилизируемого напряжения устанавливается с помощью регулировочного сопротивления r_p (рис. 1.1), которое монтируется или на самом регуляторе, или на щитке управления источниками тока. Настройка регулятора изменением натяжения пружины регулятора с помощью

16
v

винта 9 (рис. 1.4) или изменением величины ^йоз'йушного зазора между ярлыком и сердечником электромагнит^ (звертыванием или вывертыванием сердечника 3) недопустима. В этом случае будет наруш^{сно} согласование характеристик электромагнита и пружины, качество регулирования напряжения ухудшится и регулятор быстро выйдет из строя.

Обслуживание регулятора заключается в систематической проверке качества крепления, амортизации, контактных соединений. Эсобое внимание при этом следует обращать на целостность проводов, которыми в схему регулятора включаются регулировочное сопротивление и стабилизирующий трансформатор, а также на надежность подключения минусовой клеммы цепи обмотки электромагнита к корпусу летательного аппарата. Нарушение целостности этой электрической цепи приводит к резкому повышению напряжения генератора, что вызывает выход из строя элементов радиооборудования, электронной автоматики и других потребителей электроэнергии. Если в схеме управления генератором установлен автомат защиты от перенапряжения, то последний выключает генератор.

Признаками появления перенапряжения в сети служат резкое увеличение яркости лампочек сигнализации и освещения, отклонение стрелки вольтметра до упора вправо. Заметив это, летчик должен немедленно выключить генератор из работы и оставить O^ подключенными к аккумуляторной батарее только те потребители, I^t, которые необходимы для завершения полета к месту посадки. Эти же операции должны быть выполнены при загорании сигнальной лампочки «Генератор не работает».

§ 1.4. ПАРАЛЛЕЛЬНАЯ РАБОТА ГЕНЕРАТОРОВ ПОСТОЯННОГО ТОКА И ЗАЩИТА ИХ ОТ ОБРАТНЫХ, ТОКОВ

Назначение параллельной работы генераторов. Электроэнергетическая система, в которой все источники электроэнергии одного и того же вида параллельно работают на общую сеть, имеет значительные преимущества перед системой, в которой каждый источник обеспечивает питание только своей группы потребителей. Эти преимущества заключаются в том, что нет значительных колебаний напряжения сети при включении и выключении мощных потребителей, нет перебоев в питании потребителей при отказе части источников тока. Кроме того, при параллельной работе можно обеспечить одинаковую нагрузку генераторов, при которой к п. д. системы максимален. Поэтому все авиационные источники постоянного тока работают параллельно. Успешно ведутся работы по обеспечению параллельной работы авиационных генераторов переменного тока. Параллельная работа генераторов постоянного тока. Генераторы постоянного тока можно включать на параллельную работу

17

при одинаковой полярности и равенстве величин их напряжений.

Обычно на самолетах все параллельно работающие генераторы имеют одинаковые мощности. При этом необходимо, чтобы нагрузка между ними распределялась поровну. Однако без применения специальных уравнивающих устройств между генераторами практически нельзя получить равномерного распределения нагрузок.

На рис. 1.5 показана принципиальная схема включения двух генераторов на общую нагрузку.

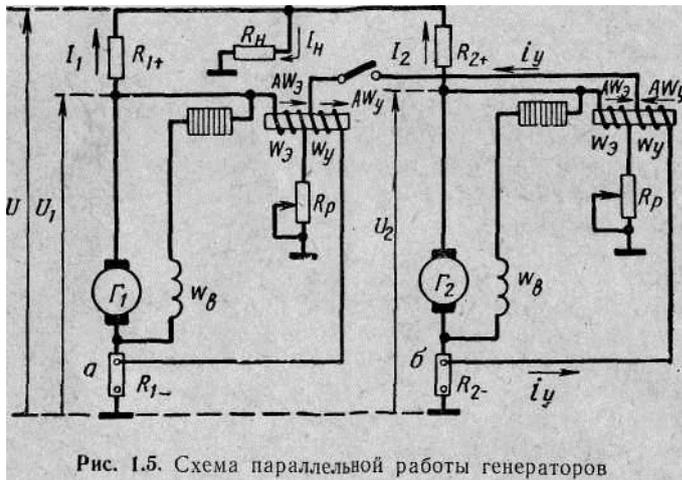


Рис. 1.5. Схема параллельной работы генераторов

Регулятор напряжения каждого генератора поддерживает определенное напряжение U_1 или U_2 между плюсовой клеммой генератора и корпусом самолета.

Между плюсовыми клеммами генератора и общей плюсовой шиной сети имеются некоторые сопротивления, условно показанные на схеме сосредоточенными сопротивлениями R_{1+} и R_{2+} . Они эквивалентны сопротивлениям проводов, контактов включающих устройств, предохранителей, болтовых соединений.

Общий ток нагрузки складывается из токов первого и второго генераторов:

$$I_{\text{н}} = I_1 + I_2. \quad (1.2)$$

Напряжение U_c на шине сети можно выразить через напряжения генераторов и падения напряжений на плюсовых участках сети в следующем виде:

Отсюда:

$$I_1 = \frac{U_1 - U_c}{R_{1+}};$$

$$I_2 = \frac{U_2 - U_c}{R_{2+}}$$

или

$$\frac{I_1}{I_2} = \frac{U_1 - U_c}{U_2 - U_c} \cdot \frac{R_{2+}}{R_{1+}}$$

(1.3)

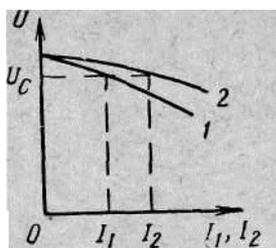


Рис. 1.6. Внешние характеристики двух генераторов

Из формулы (1.3) видно, что равенство токов во всех случаях обеспечивается только тогда, когда регуляторы поддерживают строго одинаковые напряжения $U_1 = U_2$ и сопротивления равны

$R_{1+} = R_{2+}$. Выполнить эти условия трудно, так как внешние характеристики генераторов с их регуляторами напряжения практически не могут быть идентичными, а величины сопротивлений R_{1+} и R_{2+} неодинаковы вследствие различной затяжки контактных болтов, подгара контактов и т. д.

На рис. 1.6 изображены внешние характеристики двух генераторов с регуляторами напряжения, когда при отсутствии тока нагрузки напряжения генераторов равны. С увеличением нагрузки напряжение каждого генератора снижается неодинаково. Тот генератор, который имеет большее напряжение, берет на себя большую нагрузку. Так, при некотором напряжении U_c сети генераторы нагружаются токами $I_2 > I_1$. Если бы при $I_n = 0$ регуляторы напряжений имели бы различные уровни регулируемых напряжений ($U_2 > U_1$), то разница в величине нагрузок генераторов могла быть еще больше.

Для автоматического выравнивания нагрузок между генераторами в минусовые цепи генераторов включаются дополнительные, строго калиброванной величины балластные сопротивления R_{1-} и R_{2-} (рис. 1.5). В точках *a* и *б* этих сопротивлений подсоединяются уравнивательные обмотки w_y регуляторов напряжений, которые намотаны на одни сердечники с основными обмотками w_a электромагнитов регуляторов. Система регулирования в этом случае работает следующим образом.

Пусть генератор G_1 нагружен больше, чем генератор G_2 , т. е. $I_1 > I_2$. Тогда падение напряжения на сопротивлении R_{1-} будет больше, чем на сопротивлении R_{2-} , т. е. $I_1 R_{1-} > I_2 R_{2-}$. Потенциал корпуса самолета одинаков для любой точки корпуса и выше, чем потенциал минусовой клеммы генератора (ток нагрузки течет от корпуса летательного аппарата к минусовой клемме генератора).

19

$$U_c = U_1 - I_1 R_{1+};$$

$$U_c = U_2 - I_2 R_{2+}.$$

1§

Поскольку на сопротивлении R_{1-} происходит большее падение напряжения, чем на R_{2-} , то потенциал точки *a* будет меньше, чем потенциал точки *б*, и по цепи уравнивательных обмоток потечет ток i_y от точки *б* к точке *a*, равный

где $2r_y$ — сопротивление цепи уравнивательных обмоток.

Уравнивательные обмотки включены так, чтобы уменьшить сигнал рассогласования, т. е. уменьшить разность падений напряжений $I_1 R_{1-} - I_2 R_{2-}$. Поэтому уравнивательная обмотка первого регулятора создает м. д. с. $A w_y$, совпадающую по направлению с м. д. с. $A w_a$ основной обмотки; результирующая сила электромагнита увеличивается, напряжение генератора и, следовательно, ток *i* уменьшаются.

Уравнивательная обмотка второго регулятора, наоборот, уменьшает результирующую м. д. с. электромагнита, что приводит к увеличению напряжения и, следовательно, тока *h* второго генератора. В результате уменьшается разность падений напряжений на балластных сопротивлениях. Если выполнить величины балластных сопротивлений строго одинаковыми, то уравнение (1.4) принимает следующий вид:

$$i_y = \frac{R_-}{2r_y} (I_1 - I_2),$$

(1.5)

где $R_- = R_{1-} = R_{2-}$, т. е. уравнивательный ток i_y будет равен нулю только при условии $I_1 = I_2$.

Таким образом, при равенстве величин балластных сопротивлений действие уравнивательных обмоток приводит к выравниванию токов нагрузок генераторов. Однако вследствие того что рассмотренная система регулирования является статической, полного выравнивания нагрузок не происходит.

Величина балластных сопротивлений выбирается с таким расчетом, чтобы падение напряжения на них при номинальной нагрузке не превышало 0,5 в. Так, для генератора ГСР-9000 $R_{\Sigma} = 0,00167 \text{ ом}$. Ввиду малых величин этих сопротивлений в эксплуатации необходимо следить за состоянием их контактов с корпусом самолета. Ослабление затяжки контактного болта вызывает значительное изменение величины балластного сопротивления и, следовательно, появление неравномерности нагрузок генераторов.

Настройка генераторов на параллельную работу в процессе эксплуатации. В процессе эксплуатации периодически необходимо настраивать генераторы на параллельную работу. Эта настройка производится или в полете членом экипажа, или сразу же после полета, когда угольные регуляторы полностью прогреты. Перед настройкой включается нагрузка из расчета по 40—50% мощности на каждый генератор.

20

Наблюдая за величинами токов нагрузки каждого генератора по амперметрам, с помощью регулировочных (выносных) сопротивлений r_p (рис. 1.5) уменьшают ток нагрузки более нагруженного генератора и увеличивают ток нагрузки менее нагруженного генератора, пока эти токи не станут равными. При этом напряжение сети должно быть равно 28,5 в.

Защита генераторов постоянного тока от обратного тока. Подключение генератора к сети должно осуществляться лишь тогда, когда его э. д. с. E_g станет больше напряжения U_c сети; Если генератор включить при условии $E_g < U_c$, то из сети в гене-

ратор потечет ток, называемый обратным током. Генератор становится потребителем мощности. Величина обратного тока

$$I_{\text{обр}} = \frac{U_c - E_g}{R_{\Sigma} + R_{\text{щ}}},$$

(1.6)

где R_{Σ} и $R_{\text{щ}}$ — сопротивления обмотки якоря и щеток генератора.

Для авиационных генераторов величины сопротивлений R_{Σ} равны: ГСР-9000—0,007 ом; ГСР-12000—0,0057 ом; ГСР-18000—0,0042 ом. Практически $R_{\Sigma} \gg R_{\text{щ}}$. Поэтому из формулы (1.6) сле-

дует, что обратные токи могут достигать больших величин даже при небольшой разности напряжений $U_c - E_g$.

Чтобы исключить потребление мощности из сети, каждый генератор снабжается специальным аппаратом включения и защиты от обратной мощности, который называется дифференциально-минимальное реле (ДМР). ДМР выполняет следующие функции:

- не включает генератор с неправильной полярностью в сеть;
- подключает генератор к сети, когда его напряжение превысит напряжение сети на 0,3—0,7 в;
- отключает генератор от сети при определенной величине обратного тока (15—35 а для ДМР-400 и 25—50 а для ДМР-600).

В настоящее время на самолетах и вертолетах используются ДМР типов ДМР-400М, ДМР-600АМ, ДМР-400Д, ДМР-400Т. Числа 400, 600 указывают величину номинального тока, на который рассчитаны контакты ДМР. Буквы после чисел определяют модификацию схемы ДМР.

Основными узлами ДМР являются поляризованное реле, контактор и ряд вспомогательных реле[^]

Устройство поляризованного реле ДМР. Схема поляризованного реле ДМР показана на рис. 1.7. Между двумя стальными пластинами — магнитопроводами 5 — установлено три постоянных магнита б (на рис. 1.7 показан лишь один магнит). На пластинах прикреплены плоские наконечники, между которыми помещается якорь 3 — стальная пластинка, имеющая возможность поворачиваться вокруг оси А.

Если по обмотке / пропустить ток в направлении от конца Г к концу С, то справа якорь, намагнитившись, будет иметь северный полюс, а слева — южный. Магнитный поток будет замыкаться по

21

$$i_y = \frac{I_1 R_{1-} - I_2 R_{2-}}{2r_y},$$

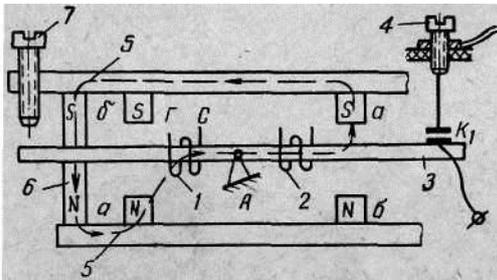


Рис. 1.7. Схема полярizedованного реле ДМР:
1 и 2 — обмотки; 3 — якорь; 4 и 7 — регулировочные винты; 5 — магнитопроводы; 6 — постоянные магниты

тем, показанной пунктирной линией со стрелками. В результате [корь повернется против часовой стрелки и замкнет контакты /С, Три обратном направлении тока в обмотке полярность магнитного ютока якоря будет противоположна и якорь повернется по часовой стрелке, размыкая контакты K_1 .

■ В реле отсутствует противодействующая пружина. Поэтому якорь его всегда занимает одно из крайних положений. Полярizedованное реле имеет два регулировочных винта 4 и 7, с помощью которых устанавливаются необходимые значения токов в обмотках, обеспечивающих замыкание и размыкание контактов K_1 .

Принцип действия ДМР. На рис. 1.8 изображена электрическая схема ДМР-400Д, принцип действия которой состоит в следующем.

При замыкании выключателя В напряжение генератора от клеммы Ген. подводится к обмотке реле 2P. Когда это напряжение достигает 12—14 в, реле замыкает свои контакты, подводя напряжение к обмотке и к нормально замкнутым контактам реле IP. В результате обмотка IP включается на разность напряжений сети и генератора.

Если генератор (или сеть) имеет неправильную полярность включения, то обмотка IP окажется включенной не на разность, а на сумму напряжений генератора и сети. При этом реле IP срабатывает и размыкает цепь дифференциальной обмотки ω_2 полярizedованного реле PP, снимая с нее повышенное напряжение..

При правильной полярности генератора контакты реле IP будут также разомкнуты, если напряжение сети больше напряжения генератора на 12—14 в. С увеличением скорости вращения генератора разность напряжений генератора и сети уменьшается и, когда эта разность станет меньше 4 в, реле IP отпускает свои контакты. Теперь обмотка ω_2 включена на разность напряжений генератора и сети. Так как по ней протекает ток в направлении от сети к генератору, магнитный поток обмотки обеспечивает разомкнутое состояние контактов полярizedованного реле. Как только напряжение генератора становится больше напряжения сети, направление тока в этой обмотке изменяется.

Когда напряжение генератора превысит напряжение сети на 0,3—0,7 в, якорь полярizedованного реле замыкает свои контакты. При этом замыкается цепь обмотки контактора К, который своими контактами подключает генератор к сети.

22

Через обмотку ω_1 обратного тока полярizedованного реле протекает ток нагрузки генератора в сеть. Поэтому обмотка ω_1 создает м. д. с, направление которой способствует удержанию контактов полярizedованного реле в замкнутом состоянии.

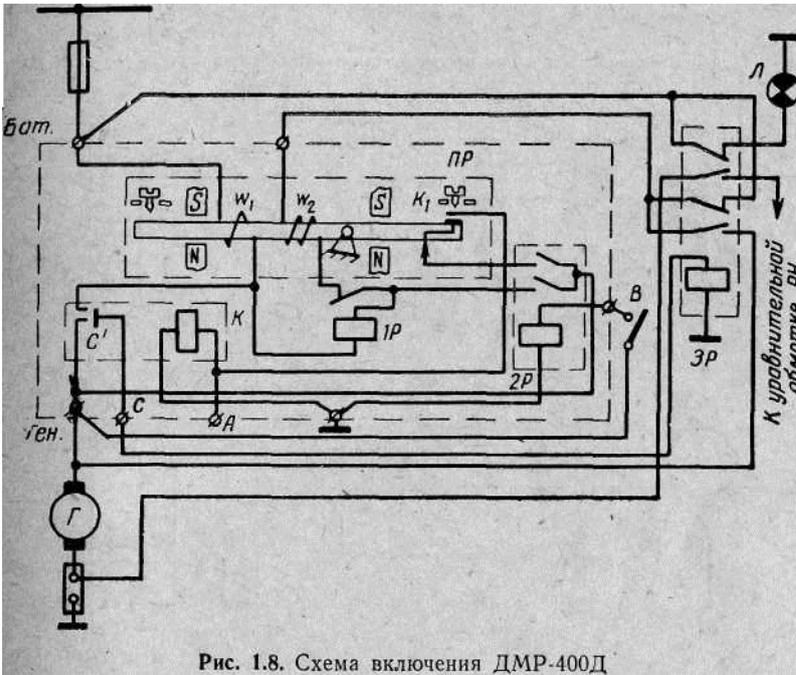


Рис. 1.8. Схема включения ДМР-400Д

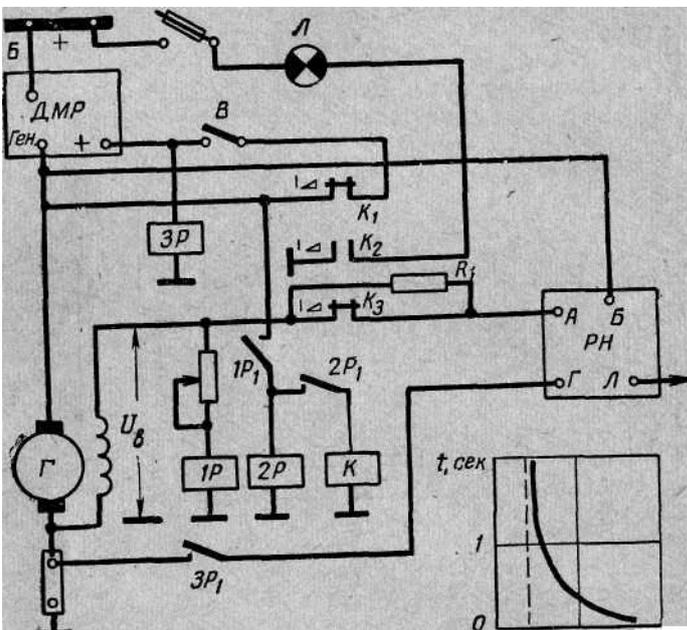
При срабатывании контактора K его контактом C включается обмотка реле $3P$ сигнализации. Реле $3P$ выключает лампочку L сигнализации «Генератор не работает», включает цепь уравнивающей обмотки регулятора напряжения включенного генератора, а также переключает обмотку w_2 с клеммы $Бат.$ непосредственно на плюсовую клемму генератора. Обмотка w_2 переключается для того, чтобы при обрыве участка провода от генератора до плюсовой шины она обеспечила размыкание контактов поляризованного реле. В случае обрыва провода на указанном участке напряжение генератора повышается, ток от генератора в сеть по об-Мотке протекает теперь в таком направлении, что контакты поляризованного реле размыкаются.

Если в процессе работы напряжение генератора становится меньше, чем напряжение сети, то из сети через генератор потечет обратный ток. Тогда в обмотке w_1 создается м. д. с, направление которой вызывает поворот якоря и размыкание контактов поля-Ризованного реле (при обратном токе 15—25 a). В результате этого размыкается цепь обмотки контактора и генератор отклю-

23

чается от сети. Загорается лампочка L сигнализации «Генератор не работает». Обмотка Дог снова переключается на разность напряжений генератора и сети.

Схемы других типов ДМР имеют некоторые непринципиальные отличия от ДМР-400Д.



Защита генераторов и бортовой сети от перенапряжения.

Следствием отказа в работе регуляторов напряжения, обрыва электрической цепи обмотки электромагнита регулятора может явиться появление значительных перенапряжений генераторов. Чтобы не допустить выхода из строя потребителей электроэнергии, используются специальные аппараты защиты сети от перенапряжений, отключающие перевозбужденный генератор от сети. Защита должна срабатывать только при устойчивых перенапряжениях. Чтобы не происходило ложного срабатывания защиты при кратковременных перенапряжениях, она должна иметь соответствующую выдержку времени на отключение перевозбужденного генератора.

Для защиты генераторов и бортовой сети от перенапряжений применяются автоматы типа АЗП-1МБ, АЗП-8М и др. Принцип действия всех этих автоматов одинаков. На рис. 1.9 показана принципиальная схема автомата защиты от перенапряжения и его соединения с генератором, ДМР и регулятором напряжения. В рабочем положении автомата замкнутые контакты K_1 , K_2 и разомкнутые контакты K_3 контактора фиксируются защелкой. Через контакты выключателя B генератора подается напряжение на клемму «+» ДМР и обмотку реле ЗЯ автомата защиты. Реле ЗР своими контактами K_1 замыкает цепь уравнильной обмотки регулятора напряжения PH .

Чувствительным элементом автомата является реле IP , обмотка которого включена параллельно обмотке возбуждения генератора. Реле имеет выдержку времени на срабатывание, величина которой определяется вольт-секундной характеристикой $t(U_B)$, изображенной в нижней части рис. 1.9. Чем больше величина напряжения U_B на обмотке возбуждения генератора, тем меньше время t срабатывания реле IP . Минимальное напряжение срабатывания реле устанавливается равным 25,5—28,5 в. Такое напряжение возникает на обмотке возбуждения генератора в слу-1 чае разрыва цепи рабочей обмотки электромагнита или спекания шайб угольного столбика регулятора, если генератор вращается со скоростью 4000 об/мин. При срабатывании реле IP контактами IP_1 включается обмотка реле $2P$, которое контактами $2P_X$ включает под напряжение обмотку контактора K . Этим осуществляется снятие контактов K_1 , K_2 с механической защелки. Контакты K_2 , размыкаясь, включают в цепь обмотки возбуждения дополнительное сопротивление R , вследствие чего напряжение генератора уменьшается. Контакты K_3 включают лампочку L сигнализации отключения генератора от сети, контакты K_4 размыкают цепь выключателя B , вследствие чего ДМР отключает генератор от сети, а контакты $3P_X$ разрывают цепь уравнильной обмотки генератора. Отключение уравнильной обмотки необходимо для того, чтобы не уменьшалось напряжение подключенных к сети генераторов.

Повторное включение генератора в сеть после срабатывания автомата возможно лишь нажатием на специальную кнопку, расположенную на крышке автомата.

Защита от перенапряжений генераторов переменного тока -обычно выполняется с помощью автоматов, где чувствительными элементами являются опорные диоды. Сигналы чувствительных элементов усиливаются магнитными или полупроводниковыми усилителями, управляющими контакторами в цепях включения обмоток возбуждения генераторов.

Импульсные автоматы защиты питательной сети. Для защиты питательной сети тяжелых и некоторых участков сети легких самолетов часто применяются импульсные автоматы защиты, которые отключают поврежденный участок сети при появлении импульса тока короткого замыкания. Эти автоматы получили название автоматов продольной дифференциальной защиты АПЗ. Действие их основано на сравнении токов в начале и в конце защищаемого участка сети. Принципиальная схема продольной дифференциальной защиты показана на рис. 1.10.

25

26

Элементами защиты являются два автомата продольной защиты 2 и 3 и два импульсных контактора 1 и 4 . В корпусе автомата расположены токовое реле P и импульсный трансформатор Tr .

Первичной обмоткой трансформатора является силовой провод ψ_1 защищаемой линии, который проходит в центре изолированной втулки трансформатора. Вторичная обмотка ψ_2 помещается на боковых стержнях Ш-образного сердечника трансформатора.

При отсутствии короткого замыкания на защищаемом участке, или при коротком замыкании вне защищаемого участка линии (точка a) э. д. с, возникающие во вторичных обмотках импульсных трансформаторов при изменении величины тока в обмотке, направлены навстречу друг другу и, следовательно, результирующая э. д. с. равна нулю.

При возникновении короткого замыкания в защищаемой зоне (точка б) быстро возрастает величина тока в первичной обмотке импульсного трансформатора автомата 2, а в первичной обмотке трансформатора автомата 3 меняется и направление тока. В процессе изменения тока наводимые э. д. с. во вторичных обмотках импульсных трансформаторов будут направлены согласно, поэтому во вторичной цепи трансформаторов появляется ток, достаточный для срабатывания обоих реле *P*.

При срабатывании реле *P* в автомате 2 замыкаются контакты 2—3 и 5—6. В этом случае от бортовой сети через выключатель В и пару контактов 2—3 подается питание на обмотку самого реле, чтобы оно не выключалось при достижении установившегося значения тока короткого замыкания в обмотке w_1 , когда э. д. с. в обмотках w_2 станут равными нулю. Через другую пару контактов 5—6 автомата 2 подается питание на обмотку защелки контактора /, которая отодвигается и дает возможность пружине разомкнуть контакты контактора. Основные контакты контактора разрывают силовую линию, а дополнительные контакты обесточивают обмотку своей защелки и снимают одновременно питание с обмоток реле *P* автомата.

Аналогично срабатывает и второй автомат 3 и отключает бортовую сеть от закороченного участка.

§ 1.5. ПРИВОД ГЕНЕРАТОРОВ

Для привода авиационных генераторов постоянного и переменного тока могут использоваться:

- поршневые авиадвигатели — на самолетах и вертолетах;
- пневмотурбинные и газотурбинные двигатели — на управляемых снарядах и ракетах, на самолетах и вертолетах;
- электрические двигатели — на любых летательных аппаратах;
- привод от встречного потока воздуха — на некоторых до-

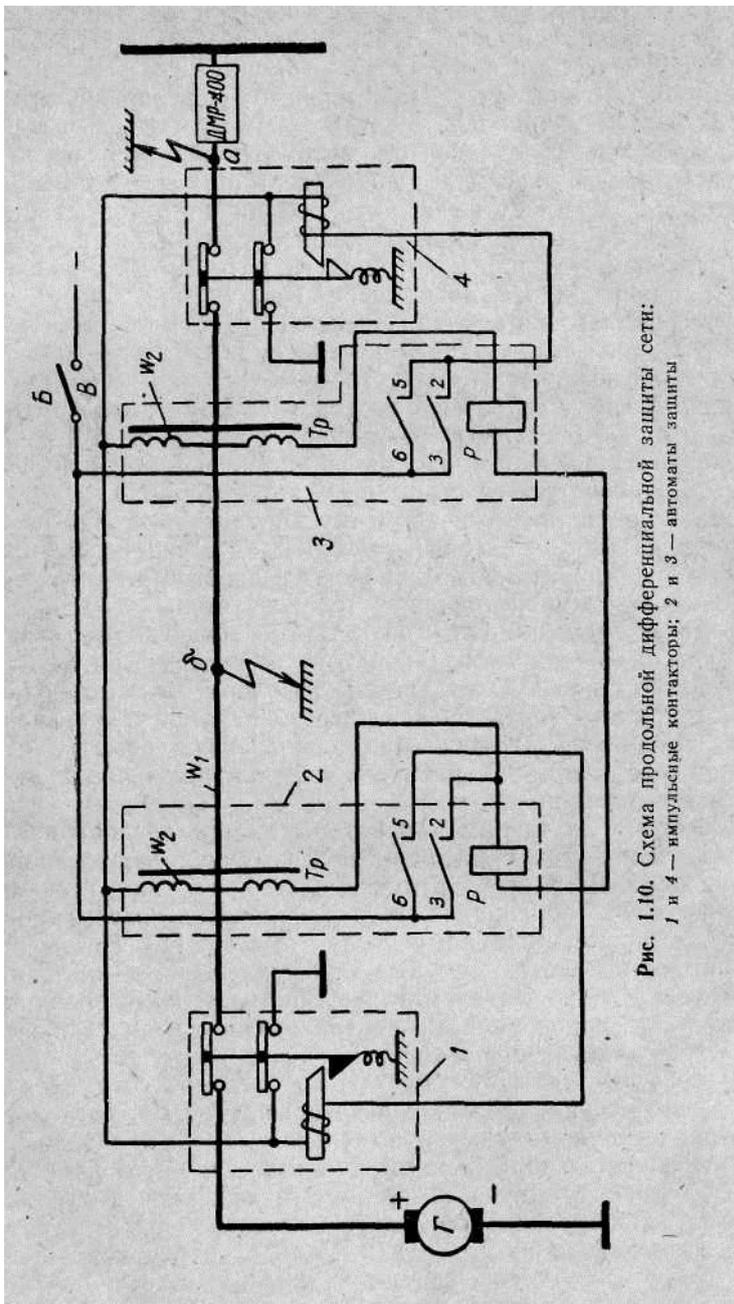


Рис. 1.10. Схема продольной дифференциальной защиты сети.
1 и 4 — импульсные контакторы; 2 и 3 — автоматы защиты

звуковых беспилотных летательных аппаратах (иногда он используется как привод аварийного генератора, например на самолете F-104).

При вращении генераторов переменного тока непосредственно от двигателя летательного аппарата частота тока меняется в широких пределах и, кроме того, невозможной становится параллельная работа нескольких генераторов. При широком диапазоне изменения скорости вращения генераторов постоянного тока последние необходимо рассчитывать из условия минимальной скорости вращения, что ведет к значительному увеличению веса и габаритов этих генераторов.

Для получения стабильной частоты переменного тока генераторы должны иметь постоянную скорость вращения. Поскольку энергия для вращения генератора в большинстве случаев должна поступать от двигателя летательного аппарата, имеющего переменную скорость вращения, то между этим двигателем и генератором ставится устройство, позволяющее плавно изменять величину передаточного отношения от вала двигателя к валу генератора. Такими устройствами могут быть:

- механические передачи (вариаторы);
- гидравлические приводы;
- воздушные и газовые турбины.

Из перечисленных приводов наибольшее практическое применение получили гидравлические, воздушные и газовые приводы генераторов переменного тока.

Гидравлический привод. Гидроприводы для генераторов летательных аппаратов могут изготавливаться на

мощности от 0,1 до 120 кет. В общем случае гидропривод (рис. 1.11) включает: гидронасос 3, преобразующий часть механической энергии авиадвигателя / в гидравлическую, и гидромотор 4, преобразующий гидравлическую энергию гидронасоса в механическую, подводимую к валу генератора СГ. (Устройство гидронасоса аналогично устройству топливного насоса-регулятора, устанавливаемого на авиадвигателе. Подобно гидронасосу устроен и гидромотор 4, однако его наклонная шайба 5 имеет постоянный угол наклона.) Существует большое количество разновидностей гидроприводов, которые описываются в специальной литературе.

Уравнение для механической характеристики гидропривода можно записать в следующем виде:

$$n = An_1 \operatorname{tg} \gamma - BM_n$$

где n — скорость вращения генератора;

A — Коэффициент, определяемый конструктивными параметрами гидромашин; , . ■ -

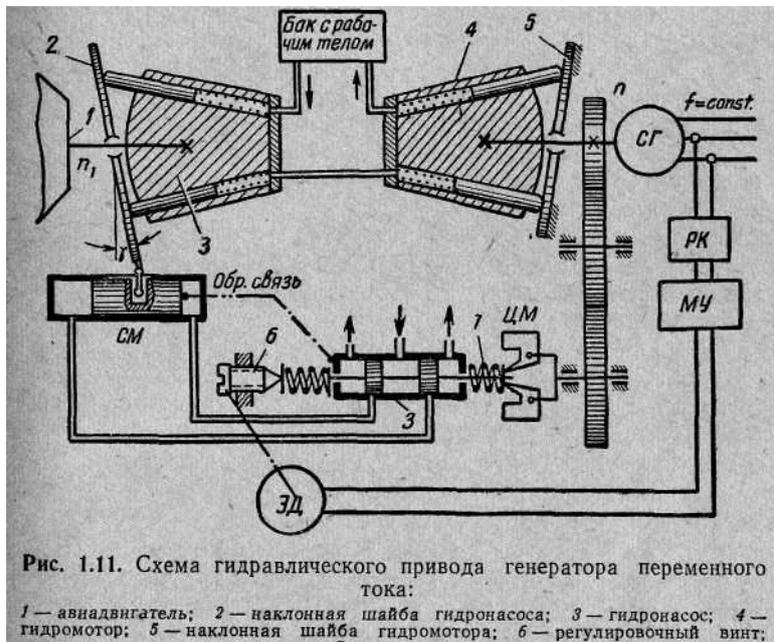
n_1 — скорость вращения входного вала гидронасоса;

γ — угол наклона шайбы гидронасоса;

28

B — коэффициент, определяемый утечками рабочей жидкости в гидромашинах;

M_n — момент нагрузки на выходном валу гидромотора. Механические характеристики гидропривода являются очень жесткими ввиду малых величин утечек. Изменяя угол γ , при переменной скорости вращения n можно получить постоянную величину скорости n .



Задача регулирования частоты (скорости вращения) синхронных генераторов при гидравлическом приводе решается с помощью автоматического регулятора, воздействующего на величину угла γ наклонной шайбы гидронасоса. Если происходит изменение скорости вращения n , то центробежный маятник воздействует на золотник и сервомеханизм изменяет соответственно величину угла γ наклона шайбы гидронасоса. В данной системе регулирования погрешность стабилизации частоты составляет 5—10%. Эта погрешность снимается с помощью астатического контура регулирования частоты. При отклонении частоты генератора от номинального значения на выходе резонансного контура РК появляется напряжение, пропорциональное отклонению частоты. После усиления магнитным усилителем МУ напряжение подводится к электродвигателю ЭД, который, воздействуя на винт б, измеряет затяжку регулировочной пружины 7 центробежного маятника. До тех пор, пока не будет ликвидировано отклонение частоты

29

от ее номинального значения. В результате погрешность регулирования частоты уменьшается до 0,5—1%.

- **Воздушные и газовые турбины.** Воздушные и газовые турбины (турбоприводы) имеют один и тот же принцип действия. Конструктивные схемы турбин ничем не отличаются от схем, изучаемых в курсе конструкции авиадвигателей.

Управление мощностью турбины и, следовательно, скоростью вращения генератора осуществляется или дросселированием воздуха на входе в турбину, или изменением угла наклона у лопаток соплового аппарата. В последнем случае конструкция турбины гораздо сложнее, но ее к. п. д. больше. Система регулирования скорости вращения турбопривода в принципе может иметь точно такое же устройство,

как и для гидропривода (рис 1.11). Механическая характеристика турбопривода значительно мягче, чем у гидропривода.

Достоинством турбопривода является то, что генератор может охлаждаться воздухом, прошедшим через турбину. Однако если нагрузка генератора мала, то теплосодержание воздуха после турбины будет практически такое же, как и до нее, и воздух будет иметь высокую температуру. В этом случае требуется специальное охлаждение генератора.

Недостатком турбопривода является уменьшение высотности авиадвигателя ввиду отбора части воздуха для работы турбины. Кроме того, на режимах взлета и максимальной скорости полета отбор воздуха от компрессора вызывает увеличение температуры нагрева лопаток турбины авиадвигателя.

§ 1.6. ПРЕОБРАЗОВАТЕЛИ РОДА ТОКА И НАПРЯЖЕНИЯ

Классификация преобразователей электроэнергии. На летательных аппаратах при любом виде основной электроэнергетической системы имеются потребители, для питания которых требуются иные параметры электрической энергии: род тока, напряжение, частота. Такие потребители питаются от специальных преобразователей электроэнергии.

По виду преобразования тока различают следующие преобразователи:

- преобразователи уровня напряжения постоянного тока (умформеры);
- преобразователи постоянного тока в переменный;
- преобразователи переменного тока в постоянный (статические выпрямители, умножители напряжения);
- преобразователи уровня напряжения переменного тока (трансформаторы).

В данном учебнике рассматриваются только электромашинные преобразователи постоянного тока в переменный.

По назначению все преобразователи делятся на преобразователи централизованного питания, служащие для питания отдель-

30

ных групп потребителей переменного тока, и преобразователи автономного питания, служащие для индивидуального питания отдельных потребителей переменного тока.

В качестве преобразователей переменного тока в постоянный обычно применяются выпрямительные устройства. Но на выходе этих устройств выпрямленное напряжение не может превышать амплитудного значения выпрямляемого напряжения. Поэтому для питания маломощных потребителей постоянным током более высокого напряжения в ряде случаев используются умножители напряжения. С помощью умножителей возможно получить напряжение постоянного тока, которое вдвое, втрое и более превышает амплитудное значение выпрямляемого напряжения.

Электромашинные преобразователи постоянного тока в переменный. Они в большинстве случаев представляют собой электрические машины, которые в одном корпусе содержат электродвигатель постоянного тока и вращаемый им генератор переменного тока.

Для питания ряда потребителей имеются трехфазные преобразователи, обеспечивающие линейное напряжение 36 в с частотой 400 *гц*. К ним относятся преобразователи ПАГ-1Ф, ПТ-70, ПТ-125, __ ПТ-200Ц и др. Преобразователи типа ПАГ имеют возбуждение от постоянных магнитов и в основном предназначены для питания авиагоризонтов. Поскольку они работают на постоянную нагрузку, то напряжение и частота их не регулируются.

Преобразователь типа ПТ представляет собой электромашинный агрегат, на корпусе которого смонтирована коробка управления. Электромашинный агрегат состоит из двигателя постоянного тока со смешанным возбуждением и синхронного трехфазного генератора с возбуждением от постоянного четырех- или шестиполюсного магнита. С помощью специальных схем стабилизации частоты и напряжения, сосредоточенных в коробке управления, добиваются того, что отклонения этих параметров от их номинальных значений невелики.

Часто на самолете устанавливаются два преобразователя типа ПТ одинаковой мощности, причем один из них является рабочим, а второй резервным. В этом случае используется специальная коробка (КПР-9), с помощью которой при отказе рабочего преобразователя он автоматически выключается и вместо него включается Резервный.

Основным эксплуатационным недостатком преобразователей ПАГ и ПТ с возбуждением от постоянных магнитов является размагничивание магнитов при возникновении коротких замыканий в сети.

В мощных преобразователях используются однофазные синхронные генераторы с независимым возбуждением. В настоящее

Ремя наибольшее применение находят однофазные преобразова-
 . ^ли ПО-750А, ПО-3000, ПО-4500, ПО-6000 (цифра указывает
 «-личину выходной мощности преобразователя в вольт-амперах).

31

В данных преобразователях осуществляется регулирование частоты и напряжения.

Принцип устройства и работы трех последних преобразователей можно рассмотреть на примере преобразователя ПО-4500 (схема регулирования преобразователя ПО-750А несколько отличается от схем регулирования преобразователей ПО-3000, ПО-4500 и ПО-6000).

Регулирование напряжения преобразовате-л я. Электрическая схема автоматического регулирования напря-
 жения преобразователя показана на рис. 1.12.

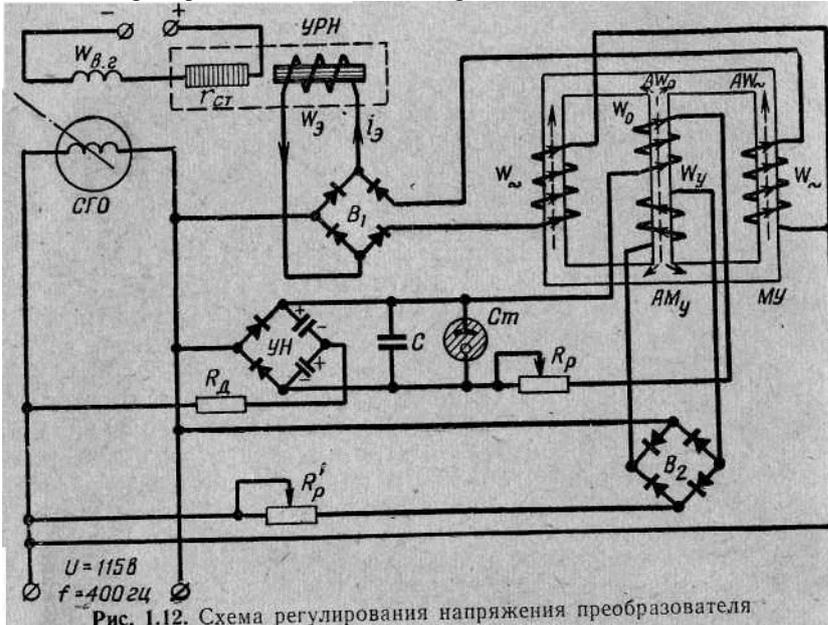


Рис. 1.12. Схема регулирования напряжения преобразователя

В цепь обмотки адв. г возбуждения однофазного синхронного генератора СГО включен угольный столбик г_{ст} регулятора напряжения УРН. Рабочая обмотка ш₃ регулятора включена через выпрямитель В\ последовательно с обмотками w^ магнитного усилителя с внутренней положительной обратной связью для увеличения коэффициента усиления усилителя. Выпрямители В\ включены так, чтобы по каждой из обмоток ток протекал только в течение одного полупериода изменения питающего напряжения. Создаваемый обмотками магнитный поток является пульсирующим и может быть разложен на постоянную составляющую и составляющие гармонического ряда.

Обе обмотки яУ_ включены таким образом, чтобы постоянные составляющие их магнитных потоков (м. д. с. Aw_) суммировались в среднем стержне сердечника. Суммарный постоянный маг-

32

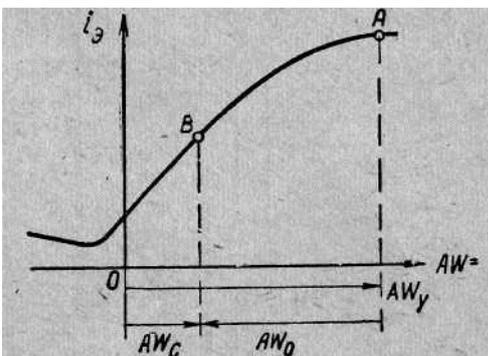


Рис. 1.13. Характеристика магнитного усилителя в схеме регулирования напряжения

битный поток намагничивает сердечник, обеспечивая значительное увеличение тока нагрузки при малом значении тока управления, протекающего по управляющей обмотке w₃ магнитного усилителя. Обмотка управления w_у через выпрямители В₂ питается напряжением генератора СГО. На рис. 1.13 показана характеристика магнитного усилителя. Если бы на среднем стержне усилителя была только одна обмотка w_у, то величина тока /₈ обмотки регулятора УРН определялась точкой А характеристики. Но навстречу м. д. с.

Aw_y включена опорная м. д. с. Aw_0 обмотки ш₀, и суммарная м. д. с. управления равна $Aw_c - Aw_y - \text{ВРЛШО}$. В результате рабочий режим усилителя соответствует точке *B* характеристики. При этом напряжение генератора имеет заданное значение.

Если, например, вследствие уменьшения нагрузки генератора напряжение генератора возрастает, то возрастает м. д. с. Aw_y . Величина Aw_0 остается неизменной, так как обмотка w_0 питается строго стабилизированным напряжением от стабиловольта *Ст*. Поэтому возрастает разность $A\bar{\omega}_c = Aw_y - Aw_0$ и рабочая точка *B*

Перемещается вверх по характеристике усилителя. Ток обмотки I_3 регулятора возрастает, сопротивление угольного столбика увеличивается, что вызывает уменьшение напряжения СГО снова до заданного уровня.

ЦР егу л и р о в а н и е частоты преобразователя. Автоматическое регулирование частоты преобразователя обеспечивается воздействием на ток обмотки возбуждения ш_в приводного электродвигателя (рис. 1.14).

Как известно, скорость *n* вращения электродвигателя определяется зависимостью

Где U, I, R_a — напряжение питания, ток и сопротивление обмотки якоря электродвигателя;

$\Phi_{с.о}, \Phi_B$ — магнитные потоки последовательной обмотки *СО* и обмотки до_в независимого (или параллельного) возбуждения;

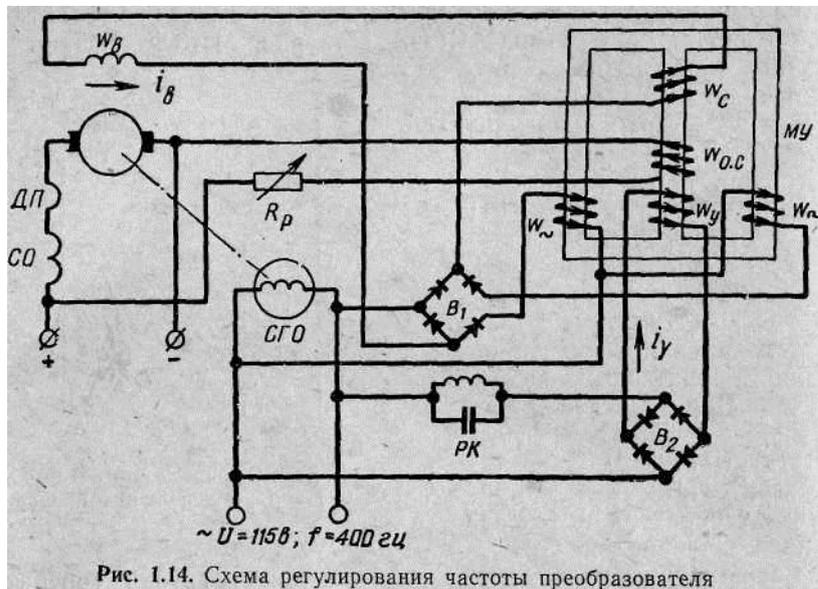
c — коэффициент, определяемый конструкцией электродвигателя.

2-2891

33

$$n = \frac{U - IR_a}{c(\Phi_{с.о} + \Phi_B)}$$

Из формулы (1.7) видно, что для уменьшения скорости вращения *n* следует увеличивать магнитный поток Φ_B возбуждения и наоборот.



Чувствительным элементом, реагирующим на частоту генератора СГО, служит параллельный резонансный контур *РК*. С увеличением частоты ток i_y в цепи контура уменьшается.

Последовательно с контуром *РК* через выпрямитель B_2 включена обмотка управления w_y магнитным усилителем.

^Нагрузкой магнитного усилителя (с внутренней положительной обратной связью) служит обмотка возбуждения w_b электродвигателя.

На управляющем стержне усилителя помещена обмотка w_0 опорной м. д. с, которая питается от сети напряжением 27 в. При выключенной обмотке w_y управления м. д. с. Aw_0 опорной обмотки соответствовала бы точке *A* характеристики усилителя (рис. 1.16). Но м. д. с. Aw_y обмотки управления направлена навстречу м. д. с. Aw_0 . Результирующая м. д. с. Aw_c обеспечивает рабочий режим усилителя в точке *B* характеристики. Если на-

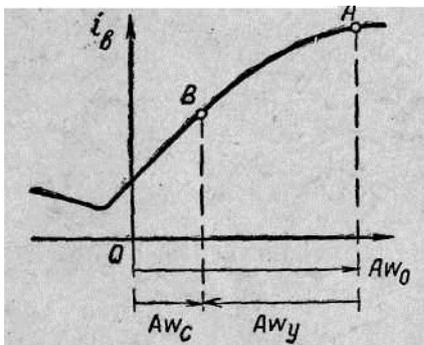


Рис. 1.15. Характеристика магнитного усилителя в схеме регулирования частоты преобразователя

34

пример, в результате уменьшения нагрузки генератора скорость вращения и, следовательно, частота генератора возросли, то уменьшается ток i_y и ампер-витки $A\omega_y$ обмотки управления. Поскольку величина $A\omega_0$ остается неизменной, то возрастает разность $A\omega_c$ ампер-витков. Поэтому рабочая точка B поднимается вверх по характеристике, ток i_b обмотки возбуждения ω_b электродвигателя возрастает. Это вызывает уменьшение скорости вращения n электродвигателя и, следовательно, восстановление частоты преобразователя до заданного уровня.

Следует отметить, что рассмотренные системы регулирования частоты и напряжения являются статическими. Поэтому при изменении нагрузки и напряжения сети имеется погрешность их регулирования, достигающая 5—10%.

В эксплуатации были случаи появления автоколебаний системы стабилизации частоты преобразователя. С целью их исключения на среднем стержне магнитного усилителя установлена обмотка отрицательной обратной связи $\omega_{o.c.}$

Электромашинные преобразователи напряжения постоянного тока. Для преобразования постоянного тока низкого напряжения в постоянный ток повышенного напряжения на самолетах могут применяться вращающиеся одноякорные преобразователи — умформеры. Их можно встретить на самолетах устаревших конструкций. Так, на самолете МиГ-17 радиоумформер РУ-11АМ используется для питания цепей радиовысотомера.

Умформер представляет собой сочетание электродвигателя и одного или нескольких генераторов постоянного тока, размещенных в одном корпусе. Особенностью конструкции является то, что возбуждение и магнитная система умформера являются общими для якорных обмоток электродвигателя и всех генераторов. В одних и тех же пазах железа якоря укладываются электрически не связанные между собой обмотки якорей электродвигателя и генераторов, подключаемые каждая к своему коллектору.

Низкое напряжение U_1 бортовой сети подводится к якорю электродвигателя, а высокое напряжение U_2 снимается с коллектора генератора. Поскольку обмотка якоря генератора имеет большее количество витков, чем обмотка двигателя, то и напряжение генератора будет больше, чем напряжение бортовой сети: $U_2 > U_1$. Так, в умформере РУ-11АМ при $U_1 = 27$ в напряжение $U_2 = 220$ в.

Основной недостаток умформеров состоит в том, что нельзя регулировать вторичное напряжение воздействием на ток возбуждения, который является общим для двигателя и генераторов.

Особенности эксплуатации преобразователей. На современных самолетах могут отсутствовать специальные выключатели для включения преобразователя в работу. Для этого используются выключатели тех потребителей, которые питаются от преобразователя: включение членом экипажа потребителя вызывает одновременное включение преобразователя, питающего данный потребитель.

35

В ряде случаев один из установленных на летательном аппарате преобразователей является резервным. Он

включается автоматически или вручную при отказе рабочего преобразователя. При эксплуатации преобразователей необходимо иметь в виду, что для сохранения полетного ресурса преобразователей включать их при стоянке самолета на аэродроме следует только для кратковременной проверки работы самого преобразователя или питаемых от него устройств (если не обеспечивается проверка их от наземного источника электроэнергии).

ГЛАВА 2 АВИАЦИОННЫЕ АККУМУЛЯТОРНЫЕ БАТАРЕИ

§ 2.1. НАЗНАЧЕНИЕ И КЛАССИФИКАЦИЯ АВИАЦИОННЫХ АККУМУЛЯТОРНЫХ БАТАРЕЙ

На летательных аппаратах широкое применение находят химические источники тока: кислотные и щелочные аккумуляторы.

По назначению аккумуляторы делятся на бортовые и наземные. Бортовые аккумуляторы обеспечивают:

- питание потребителей электроэнергии в системе автономного запуска силовой установки;
- снятие кратковременных пиков нагрузок с генераторов;
- питание жизненно важных потребителей при отказе генератора в полете на самолетах-истребителях; на тяжелых самолетах запас электроэнергии аккумуляторов в течение ограниченного времени может обеспечить питание только самых важных потребителей, к которым относятся пилотажно-навигационные приборы и некоторые другие устройства;
- питание потребителей электроэнергии при полете ракет, аэростатов.

Наземные аккумуляторы используются на аэродромах и стартовых площадках при проверках потребителей электроэнергии, при запуске силовых установок. Однако ввиду значительной мощности потребителей на большинстве современных летательных аппаратах в качестве наземных источников электроэнергии сейчас используются передвижные или стационарные электростанции.

Аккумуляторы выполняются в виде батарей, состоящих из определенного числа последовательно соединенных элементов. Каждому типу аккумуляторных батарей присваивается условное обозначение. Наиболее распространены кислотные бортовые батареи— 12-А-30, 12-САМ-28, 12-САМ-55, 12-АСАМ-23 —и наземные — кислотные 12-АО-50, 12-АСА-140М, щелочные серебряно-цинковые батареи 15-СЦС-45, щелочные кадмиево-никелевые батареи 20-КНБ-25.

Первые цифры указывают на число элементов в батарее; затем следуют буквы, определяющие назначение аккумулятора; А —

37

авиационный; АО — аэродромного обслуживания; АСА —аэродромный стартерный аккумулятор; С — стартерный; М —моноблочный- АСАМ —авиационный стартерный с адсорбированным электролитом, моноблочный. Цифры после букв указывают номинальную емкость аккумуляторов в ампер-часах.

§ 2.2. АВИАЦИОННЫЕ КИСЛОТНЫЕ АККУМУЛЯТОРЫ

Принцип действия кислотных аккумуляторов. Основными частями кислотного аккумулятора являются положительный и отрицательный электроды, электролит и сосуд (рис. 2.1).

Активным веществом положительных пластин заряженного аккумулятора служит двуокись свинца PbO_2 , отрицательного электрода — губчатый свинец Pb .

Электролитом является раствор серной кислоты H_2SO_4 с удельным весом (плотностью) 1,26—1,285 $Г/см^3$. В электролите молекулы кислоты диссоциируют на ионы $2H^+$ и SO_4^{2-} .

Активная масса отрицательного электрода взаимодействует с ионами электролита:

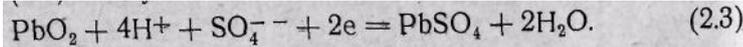


(2.1)

При этом на электроде освобождается два электрона $2e$. Активная масса положительного электрода также взаимодействует с ионами электролита:

Для того чтобы эта реакция могла протекать, необходимо нейтрализовать четыре положительных заряда ионов водорода. Два из них нейтрализуются зарядами отрицательного иона SO_4^{2-} , а остальные два отрицательных заряда могут поступить только с отрицательного электрода [см. уравнение (2.1)] через замкнутую внешнюю цепь. Поэтому при замкнутой внешней цепи вместо

уравнения (2.2) следует записать:



Если цепь разомкнута, то электрохимическая реакция на электродах быстро прекращается, так как электрические поля их зарядов не позволяют заряженным ионам электролита взаимодействовать с активной массой.

Для заряда аккумулятора подсоединяется к источнику постоянного тока. При этом электрохимические процессы протекают в

88

обратном направлении. Следовательно, в общем виде химическая реакция может быть записана следующим образом:

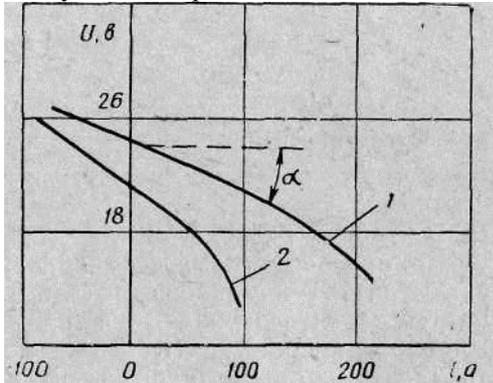


Рис. 2.2. Внешние характеристики аккумулятора:
1 — полностью заряженного; 2 — частично разряженного

Знаки «+» и «—», стоящие над символами уравнения, обозначают соответственно положительный и отрицательный электроды элемента. В процессе разряда активная масса обоих электродов переходит в сульфат свинца, плотность электролита уменьшается ввиду образования воды около положительной пластины [см. уравнение (2.3)].

Основные электрические характеристики кислотных аккумуляторов. Основными характеристиками аккумуляторов являются электродвижущая сила (э. д. с), напряжение, емкость, коэффициент отдачи.

- Электродвижущая сила аккумуляторов в основном зависит от плотности d электролита. Эта зависимость выражается следующей эмпирической формулой (при изменении плотности в пределах $s=1,05-1,3 \text{ г/см}^3$ и температуре электролита 15°C):

$$E = (0,84 + d) [\text{В}]. \quad (2.5)$$

Для заряженного кислотного аккумулятора $\xi = 2,1 \text{ в}$. Электродвижущая сила не зависит от количества и размеров соединенных параллельно пластин электродов.

Напряжение аккумулятора характеризуется его внешней характеристикой — зависимостью напряжения от величины тока нагрузки (рис. 2.2).

При заряде аккумулятора

$$U_z = E_a + I_z R_a, \quad (2.6) \text{ при разряде}$$

$$U_p = E_a - I_p R_a, \quad (2.7)$$

« a » — соответственно ток заряда, ток разряда, внутреннее сопротивление аккумулятора.

Поскольку величина внутреннего сопротивления определяется в основном плотностью электролита, то чем больше разряжен аккумулятор, тем больший угол наклона имеет внешняя характери-

39

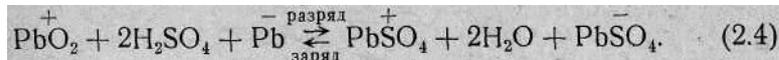
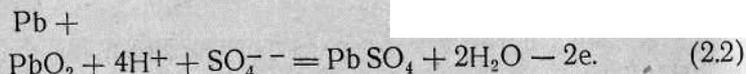




Рис. 2.1. Принципиальная схема аккумулятора



где I_3, I_p, r — характеристика. На рис. 2.2 кривая 1 соответствует полностью заряженному, а кривая 2 — частично разряженному аккумулятору. На графике $\alpha = \arctg R_a$.

Разряд аккумулятора можно производить лишь до некоторого конечного напряжения; разряд до меньших значений напряжений вызывает порчу (сульфатацию) аккумулятора.

Емкостью аккумулятора называется количество электричества, отдаваемое полностью заряженным аккумулятором при разряде его током I_p до наименьшего допустимого (конечного) напряжения:

(2.8)

Емкость Q измеряется в ампер-часах. Если аккумулятор разряжается током постоянной величины $I_p = I_p = \text{const}$, то

$$Q = I_p t, \quad (2.9)$$

где t — время разряда.

Номинальной называется емкость, получаемая при разряде аккумулятора номинальным током. За номинальный ток принимается такая величина тока, при которой аккумулятор разряжается до напряжения 1,7 в (на элементе) в течение 5 или 10 час (в зависимости от типа аккумулятора).

Емкость аккумулятора тем больше, чем больше площадь, пористость и количество пластин электродов элемента, чем тоньше пластины при том же количестве активной массы в пластинах. Значительное влияние на величину отдаваемой аккумулятором емкости оказывает величина разрядного тока. С увеличением разрядного тока емкость уменьшается. Это обусловлено тем, что с ростом разрядного тока увеличивается скорость химической реакции, а выделяющаяся в порах пластин вода, не успевающая заменяться электролитом. Реакция начинает протекать по поверхности пластин, поры закупориваются сульфатом свинца. Таким образом уменьшается количество активной массы, участвующей в реакции.

Емкость аккумулятора уменьшается также с понижением температуры электролита. Это объясняется увеличением вязкости электролита, так как при этом затрудняется проникновение его в поры пластин.

Приближенно можно считать, что с понижением температуры на 1°C емкость уменьшается на 1%. Коэффициентом отдачи η аккумулятора по емкости называется отношение разрядной емкости к зарядной:

$$\eta = \frac{Q_p}{Q_z}. \quad (2.10)$$

Коэффициент отдачи всегда меньше единицы, так как часть зарядной емкости тратится на электролиз воды и нагрев аккумуля-

40

лятора, часть разрядной емкости — на саморазряд. Для нормальных условий заряда — разряда $\eta = 0,8 \div 0,9$.

Конструкция авиационных кислотных аккумуляторных батарей.

Авиационная кислотная аккумуляторная батарея (рис. 2.3) состоит из следующих основных частей: корпуса 2, положительных и отрицательных пластин 5 и 7 электродов, сепараторов 6, пробок /.

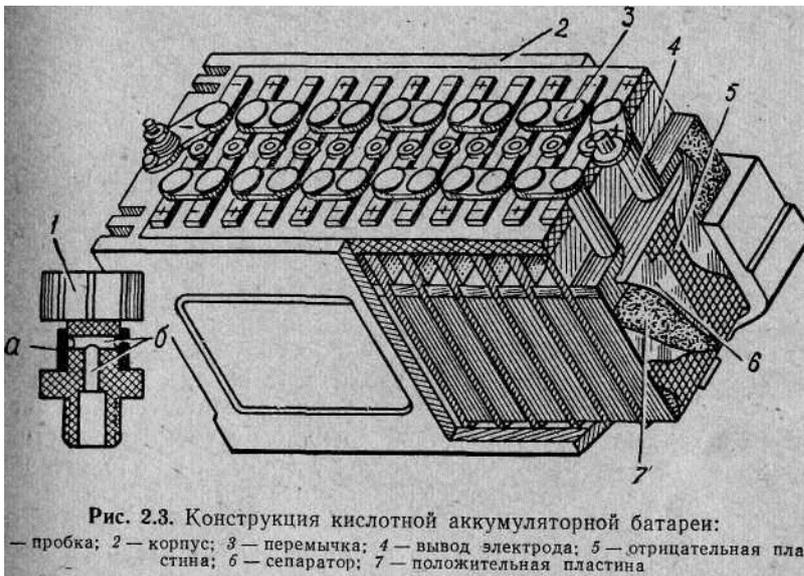


Рис. 2.3. Конструкция кислотной аккумуляторной батареи:
 1 — пробка; 2 — корпус; 3 — перемишка; 4 — вывод электрода; 5 — отрицательная пластина; 6 — сепаратор; 7 — положительная пластина

Корпус бортовой аккумуляторной батареи выполняется из эбонита и представляет собой моноблок, разделенный перегородками на отдельные ячейки по числу элементов в блоке. На дне каждой ячейки имеются выступы, благодаря которым пластины элемента не касаются дна. Это уменьшает возможность короткого замыкания между пластинами при высыпании из пластин и скапливании на дне активной массы.

Электроды аккумулятора часто называют пластинами. Основанием пластины служит решетка, выполненная из сплава свинца и 12% сурьмы. В верхней части решетки имеется прилив для крепления пластины при сборке блока пластин. К приливу свинцовым проводникам решетки стекаются электрические токи всей активной массы пластины. В нижней части положительной и отрицательной пластин имеются два опорных выступа.

В ячейки решеток вмазывается исходное вещество активной массы. Для положительных пластин этим веществом служит свинцовый сурик Pb_3O_4 (красно-бурого цвета), для отрицательных пластин — свинцовый глет PbO (серого цвета). После просушки

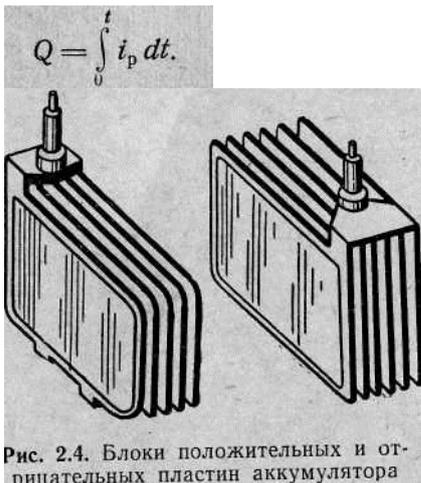


Рис. 2.4. Блоки положительных и отрицательных пластин аккумулятора

и формовки с помощью специальных зарядно-разрядных циклов на пластинах получается активная масса.

Одноименные по знаку пластины собираются в блоки (рис. 2.4). Блоки положительных и отрицательных пластин вставляются один в другой так, чтобы разноименные пластины чередовались друг с другом. Отрицательных пластин в блоке делается на одну больше, так как положительные пластины ввиду большей хрупкости коробятся при их нагрузке с одной стороны.

Для изоляции положительных и отрицательных пластин друг от друга между ними помещаются сепараторы, проницаемые для электролита. Сепараторы выполняются в виде тонких (0,5—1,5 мм) листов из микропористого эбонита. На одной стороне сепаратора имеются ребра, которые должны быть обращены к положительной пластине для облегчения доступа к ней свежего электролита. Каждый собранный блок пластин помещается в ячейку корпуса и закрывается эбонитовой крышкой с тремя отверстиями. В крайние отверстия проходят выводы положительных и отрицательных электродов. Среднее отверстие служит для заливки и смены электролита, для выхода газа. Для обеспечения

герметичности элементов места сочленений крышек и стенок ячеек заливаются специальной мастикой.

Все элементы последовательно соединяются друг с другом с помощью межэлементных свинцовых перемычек 3 (рис. 2.3). От двух крайних элементов выведены клеммы для присоединения

к внешней цепи.

Пробки самолетных аккумуляторов обеспечивают как невыли-ваемость электролита при эволюциях самолета, так и выход газов, выделяющихся из электролита.

На рис. 2.3 показан разрез вентильной пробки аккумулятора типа АСАМ. Для вывода газов служат каналы б. Резиновое кольцо а, закрывающее выход из каналов, обеспечивает создание определенного перепада давлений между полостью элемента и внешней средой. Кроме рабочих пробок к аккумуляторам прикладываются также глухие пробки, которые устанавливаются при длительном хранении батареи.

Наличие свободного электролита в аккумуляторах типа 12-САМ-28 приводит к сильному газовыделению, особенно на больших высотах. Кроме того, не исключены случаи выливания электролита. Поэтому сейчас применяются аккумуляторы типа АСАМ с адсорбированным электролитом. В них весь электролит адсорби-

рован в порах активной массы и сепараторов. Для увеличения пористости активной массы в последнюю добавляют моногидрат серной кислоты.

Для сепараторов используется гладкий мипор толщиной 0,5 мм. Сепаратор имеет пять борозд (вместо ребер у сепараторов 12-САМ-28) шириной 1 мм и глубиной 0,2 мм. Борозды обращены к положительной пластине. Блоки пластин и сепараторов очень плотно прижимаются друг к другу и с усилием вставляются в ячейки корпуса.

Ввиду того что блоки пластин тесно сжаты и пластины электродов и сепараторов тоньше, внутреннее сопротивление аккумуляторной батареи 12-АСАМ-23 меньше (0,0083 ом), чем батареи 12-САМ-28 (0,0134 ом). Поэтому внешняя характеристика батареи 12-АСАМ-23 более пологая, чем батареи 12-САМ-28. По тем же причинам батарея 12-АСАМ-23 имеет и большую величину разрядной емкости при больших токах, чем батарея 12-САМ-28.

Основные сведения по эксплуатации кислотных аккумуляторных батарей. В эксплуатации степень заряженности аккумуляторов проверяется по напряжению и по плотности электролита. Напряжение контролируется при подключении к аккумулятору нагрузки, равной удвоенному значению номинального тока проверяемого аккумулятора.

Величины напряжения наиболее целесообразно определять на каждом элементе батареи с помощью специального пробника, в котором имеется сменное нагрузочное сопротивление и вольтметр.

Плотность электролита определяется с помощью ареометра. Таким образом, определяя плотность электролита или напряжения элементов (батарей), можно по табл. 2.1 оценить степень разряженности аккумулятора.

Таблица 2.1

Значения плотности электролита и напряжения элементов при двукратной нагрузке в зависимости от степени разряженности • аккумуляторов

Состояние элемента	Напряжение элемента, в	Напряжение батареи, в	Плотность электролита (г/см ³) в аккумуляторах типа	
			САМ	АСАМ
Полностью заряжен Разряжен на 25% Разряжен на 50% Разряжен на 75% Разряжен на 100%	2,03-2,07	25—24 25—	1,255—1,265	1,280—1,290
	1,99—2,03	24 24—23,5	1,200—1,225	1,235—1,255
	1,94—1,99	23,5—22,5	1,160—1,180	1,185—1,225
	1,88—1,83	22,5—21	1,110—1,130	1,135—1,175
	1,70—1,82		1,05—1,080	1,050—1,100

В табл. 2.1 плотность электролита приведена для температуры + 25° С. При другой температуре *T* необходимо внести поправку согласно следующей зависимости:

(2.11)

43

$$d_T = d_{25} [1 - 5 \cdot 10^{-4} (T - 25)].$$

Если результаты определения состояния аккумулятора по напряжению и по плотности электролита значительно расходятся, то аккумулятор неисправен.

Параллельная работа генератора с аккумуляторной батареей.

Генератор и аккумуляторная батарея включаются на параллельную работу только после того, как напряжение U генератора станет выше напряжения батареи. При этом через батарею будет от генератора идти ток заряда, равный

где E_a и R_a — э. д. с. и внутреннее сопротивление аккумулятора и соединительных проводов.

Если напряжение генератора при включении большой нагрузки становится ниже, чем э. д. с. батареи, то последняя начинает разряжаться, помогая генератору обеспечить нагрузку энергией.

§ 2.3. АВИАЦИОННЫЕ СЕРЕБРЯНО-ЦИНКОВЫЕ АККУМУЛЯТОРЫ

Принцип действия и характеристики серебряно-цинковых аккумуляторов (с. ц. а.). Активным веществом пластин с. ц. а. является перекись серебра для положительных пластин и металлический цинк — для отрицательных. Электролитом служит раствор едкого калия КОН плотностью $1,4 \text{ г/см}^3$.

В процессе разряда аккумулятора перекись серебра восстанавливается до металлического серебра, а цинк окисляется до окиси или гидроокиси цинка. При этом восстановление перекиси серебра протекает в две ступени: сначала перекись серебра восстанавливается до окиси серебра, а затем окись серебра восстанавливается до металлического серебра. Электрохимические реакции, протекающие на электродах при номинальных токах разряда, могут быть представлены уравнениями:

— для первой ступени разряда

— для второй ступени разряда

(2.13)

При заряде процессы идут в обратных направлениях.

Из этих уравнений следует, что в процессе заряда — разряда аккумулятора плотность электролита не меняется. Однако это справедливо лишь при разряде аккумулятора номинальными токами. При разряде малыми токами плотность электролита уменьшается, а при разряде большими токами — увеличивается. Вследствие* этого по величине плотности электролита нельзя судить о

44

степени заряженности серебряно-цинковых аккумуляторов, как это возможно для кислотных батарей.

- Электродвижущая сила серебряно-цинкового аккумулятора. В соответствии с двухступенчатым протеканием реакции в с. ц. а. имеются и два уровня э. д. с. Электродвижущая сила полностью заряженного аккумулятора равна $1,82—1,88 \text{ в}$. На второй ступени разряда э. д. с. аккумулятора равна $1,58 \text{ в}$.

На рис. 2.5 изображены зависимости напряжения аккумулятора от величины емкости Q при заряде (кривая 1) и при разряде (кривая 2). Скачок напряжения аккумулятора при заряде появляется в момент, когда поверхность, положи-

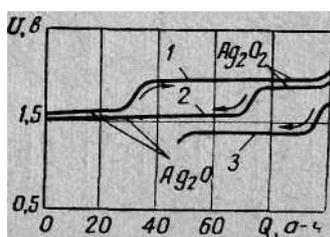


Рис. 2.5. Зависимость напряжения серебряно-цинкового аккумулятора от величины его емкости:

1 — при заряде; 2 — при разряде; 3 — при разряде большими токами

тельной пластины электрода покрывается слоем перекиси серебра Ag_2O_2 . Под слоем Ag_2O_2 основная часть активной массы состоит еще из серебра и окиси серебра. Это соответствует получению аккумулятором емкости, равной 20—30% ее номинального значения.

Скачок напряжения при разряде появляется в момент, когда поверхность заряженной положительной пластины (Ag_2O_2) покрывается слоем окиси серебра. Под слоем Ag_2O основная часть активной массы состоит еще из Ag_2O_2 . Чем больше величина разрядного тока, тем быстрее на поверхности пластин появляется слой Ag_2O и происходит уменьшение напряжения (кривая 3). За номинальное значение тока с. ц. а. принят ток пятичасового разряда. Как до скачка напряжения, так и после него при постоянной величине тока нагрузки (заряда) напряжение аккумулятора остается почти неизменным. В конце заряда напряжение повышается. Повышение напряжения свыше $2,05 \text{ в}$ не допускается, так как при этом может разрушиться сепаратор и аккумулятор выходит из строя. Не допускается разряжать аккумулятор до напряжения, меньшего 1 в на элемент. При более глубоком разряде аккумулятор выходит из строя.

Внешняя характеристика полностью заряженного с. ц. а. характеризуется прямой / на рис. 2.6. В момент образования на поверхности пластин слоя Ag_2O характеристика быстро опускается вниз и определяется затем линией 2. Поскольку основная часть емкости с. ц. а. отдается при напряжении второй ступени, то за номинальное значение э. д. с. элемента принята величина 1,56 в.

Емкость с. ц. а. Величина разрядной емкости с. ц. а. практически не зависит от величин разрядных токов. Однако если ток Разряда превышает его номинальное значение более чем в 10 раз, эта зависимость становится заметной.

45

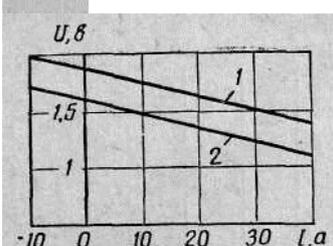
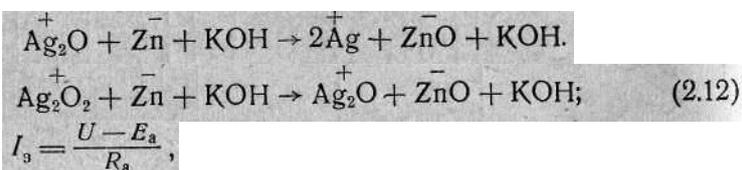


Рис. 2.6. Внешние характеристики серебряно-цинкового аккумулятора

Конструкция авиационных серебряно-цинковых аккумуляторных батарей. Самолетная с. ц. а. батарея состоит из 15 отдельных аккумуляторов, помещенных в общий контейнер. Все аккумуляторы соединены последовательно друг с другом посеребренными медными шинками. В результате э. д. с. полностью заряженной батареи равна 27,3—28,2 в, а номинальное напряжение (на второй

ступени разряда) —22,5 в.

Электроды. Пластина электрода с. ц. а. состоит из тонкого слоя (0,5 мм) активной массы. Остовом ее и токоотводом служат тонкие серебряные проволочки, запрессованные в активную массу.

Сепараторы. Помимо разделения положительных и отрицательных пластин, сепараторы должны устранять взаимное вредное влияние материалов этих пластин друг на друга, а также быть стойкими к действию сильного окислителя, каким является Ag_2O_2 . Такими свойствами обладает сочетание гидратцеллюлозной пленки (целлофана) и капроновой ткани. Капрон предотвращает вредное влияние серебра на целлофан. Целлофан предотвращает проникновение коллоидных растворов Ag_2O_2 и Ag_2O к отрицательному электроду, а коллоидных растворов цинка — к положительному электроду. Сепараторы с. ц. а. оказывают решающее влияние на срок службы аккумулятора.

Блок с. ц. а. (рис. 2.7). Каждая отрицательная пластина 3 обертывается сначала тонкой фильтровальной бумагой 2, а затем — тремя-четырьмя слоями целлофана 1. Положительная пластина 5 обертывается фильтровальной бумагой, помещается в капроновый мешочек 4 и располагается между отрицательными пластинами. Общее число пластин в аккумуляторе зависит от типа аккумулятора. В аккумуляторе СЦС-45 имеется 17 положительных и 18 отрицательных пластин.

Токоотводы (серебряные проволочки) одноименных по полярности пластин припаиваются к двум полым болтам — борнам. Всего на крышке аккумулятора закрепляются два отрицательных и два положительных борна. Блок с крышкой вставляют в сосуд из прозрачной или полупрозрачной полиамидной смолы, химически стойкой к щелочи. В сосуде пластины очень тесно прижаты друг к другу.

В центре крышки имеется отверстие для заливки электролита и выхода газов, в которую ввертывается вентильная пробка (рис. 2.3).

Контейнер с. ц. а. изготовлен из листовой нержавеющей стали с откидывающейся на петлях крышкой. В основании его положен резиновый коврик с ячейками для установки аккумуляторов. Такой же коврик укладывается на крышки аккумуляторов

46

под шинки. Коврики с ячейками служат для уменьшения вибрационных перегрузок и для создания зазоров между аккумуляторами. Буртиками крышки верхний коврик плотно зажимается в контейнере.

На внутренней поверхности крышки закрепляется изоляционная панель, на которой расположены

контактные пружины. Пружины при закрытой крышке обеспечивают хороший контакт с соответствующими борнами аккумуляторов. На крышке батареи закреплен жгут, в контрольный разъем которого выведены провода от каждого пружинного контакта. С помощью специального пульта, подсоединяемого к разьему, проверяются э. д. с. и напряжения батареи и каждого аккумулятора в отдельности. Для подключения батареи к сети на контейнере располагается специальный штепсельный разъем. На крышке контейнера имеется штуцер для отвода газов, выделяющихся из аккумуляторов.

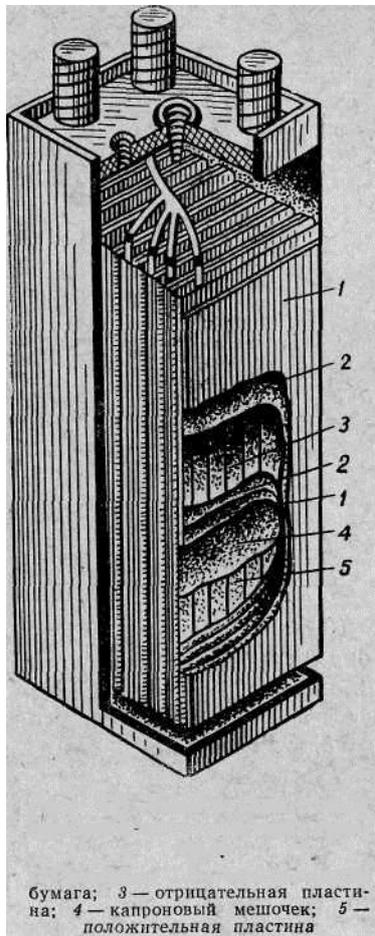
Внутреннее сопротивление батареи 15-СЦС-45 равно 0,02—0,04 ом.

Особенности эксплуатации серебряно-цинковой аккумуляторной батареи. При малом времени полета при параллельной работе с генератором серебряно-цинковая аккумуляторная батарея практически не подзаряжается. Если на самолете установлена разряженная батарея, то при включении

Рис. 2.7. Конструкция блока серебряно-цинкового аккумулятора. При работе генератора создается большой (до 300 а) зарядный ток батареи. Однако целлофан; 2-фильтровальная в течение 1—2 мин этот ток уменьшается до очень малых значений ввиду быстрого повышения напряжения батареи (рис. 2.6), хотя батарея остается незаряженной. Поэтому не допускается установка на самолет не полностью заряженной батареи.

Полностью заряженная батарея перед полетом и в полете может частично разряжаться. Поэтому необходимо перед полетами оценивать степень заряженности батареи. Однако, как уже отмечалось выше, в настоящее время не существует способа непосредственного определения степени заряженности с. ц. а. Для приближенной оценки этой величины на самолете устанавливается прибор — интегрирующий счетчик ампер-часов ИСА-1. Он представ-

47



ляет собой электродвигатель постоянного тока Д с возбуждением от постоянных магнитов. Двигатель питается напряжением с шунта Ш, включенного последовательно в цепь батареи. Схема включения счетчика показана на рис. 2.8.

Напряжение на шунте Ш пропорционально величине тока разряда (заряда) аккумулятора ($E_{ш} = I_{ш} R_{ш}$). Следовательно, скорость вращения n якоря электродвигателя Д также пропорциональна величине этого тока. Угол поворота α вала двигателя за время от А) до t равен

или поскольку за время t — I_0 отданная (полученная от источника тока) емкость
то
(2.15)

$$\alpha = k\Delta Q,$$

где $k = k_1 R_m$;

k , — коэффициент пропорциональности между скоростью вращения n и напряжением U_m .

С осью вала двигателя через редуктор связана стрелка указателя прибора,

48

В начальный момент времени с помощью кремальеры (нажав ее) устанавливают показание счетчика, соответствующее начальной емкости батареи; в процессе работы счетчик показывает текущее значение емкости этой батареи.

При повороте стрелки указателя жестко связанная с ней щетка; скользит по контактному диску сигнальной шкалы. Индекс сигнальной шкалы устанавливается кремальерой у цифры, соответствующей минимально допустимой емкости. При совмещении стрелки указателя с индексом щетка через токопроводящий участок контактного диска замыкает цепь реле P , которое включает сигнальную лампу $ЛС$.

Однако такая оценка емкости батареи не учитывает возможные саморазряды и другие явления в батарее. Поэтому батареи с. ц. а. через 6-10 полетов должны- отправлять на зарядную станцию для подзаряда.

Батарея отправляется также на зарядную станцию, если при кратковременном токе разряда, равном 100 а для 15-СЦС-45, напряжение становится меньше 20 а.

Характерными неисправностями серебряно-цинковых аккумуляторов является выход из строя сепараторов, а также образование дендритов цинка на поверхности отрицательных пластин. Дендриты представляют собой «иголки», получающиеся в результате кристаллизации цинка из раствора электролита. Они постепенно пронизывают сепараторы и вызывают короткие замыкания пластин. При этом бурное выделение газов и тепла может вызвать взрыв аккумулятора.

Для своевременного обнаружения неисправного элемента батареи в процессе предполетной подготовки производится ее поэлементный контроль. При этом э. д. с. каждого элемента до подзаряда должна быть в пределах 1,82—1,88 или 1,55—1,6 в.

Срок хранения сухих с. ц. а. составляет два года; залитая батарея может эксплуатироваться в течение шести месяцев. Малый срок службы определяется окислением и разрушением целлофановой пленки.

Основными достоинствами с. ц. а. являются малый вес и малые габариты, хорошие стартерные свойства, постоянство напряжения (на второй ступени разряда), малый саморазряд. К недостаткам с. ц. а. относятся малый срок службы, малый подзаряд разряженного аккумулятора за время полета самолета-истребителя, трудность определения степени заряженности, большая длительность выдержки на зарядной станции, высокая стоимость, малая Надежность.

§ 2.4. УСТАНОВКА АККУМУЛЯТОРНЫХ БАТАРЕЙ НА ЛЕТАТЕЛЬНЫЙ АППАРАТ. ОСНОВНЫЕ ПРАВИЛА СОДЕРЖАНИЯ АККУМУЛЯТОРОВ

Установка аккумуляторных батарей. В большинстве случаев аккумуляторные батареи устанавливают на летательных аппаратах в утепленные контейнеры, к которым подсоединяются вентили-

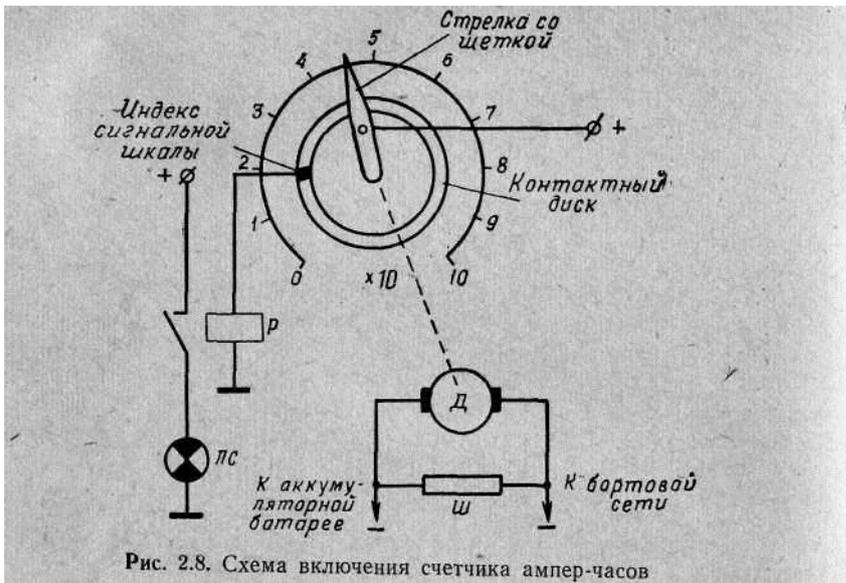


Рис. 2.8. Схема включения счетчика ампер-часов

$$\alpha = \int_{t_0}^{t_1} n dt = k_1 R_m \int_{t_0}^{t_1} i dt$$

$$\Delta Q = \int_{t_0}^{t_1} i dt,$$

ляционные (дренажные) трубки для отвода наружу выделяющихся газов. Если в процессе эксплуатации будет нарушена целостность этих трубок или последние окажутся вообще не присоединенными к контейнеру, то пары электролита могут попасть на детали конструкции и оборудование летательного аппарата и вызвать их коррозирование.

Для увеличения высотности аккумуляторов на некоторых летательных аппаратах в контейнерах аккумуляторных батарей создается избыточное давление до 0,2—0,4 кг/см² с помощью воздуха, забираемого от компрессора авиадвигателя или из-за борта.

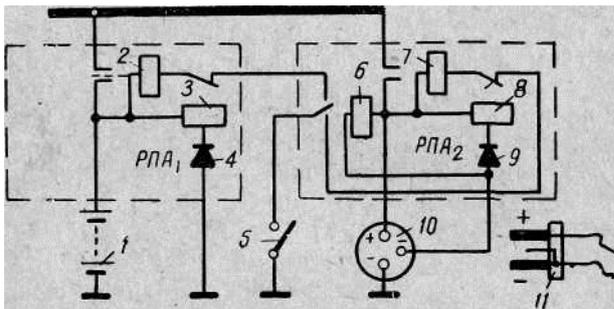


Рис. 2.9. Схема включения аккумуляторной батареи и наземного источника тока:

1 — аккумуляторная батарея; 2 и 7 — контакторы; 3, 6 и 8 — реле; 4 и 9 — вентиль; 5 — выключатель; 10 — розетка; 11 — вилка

На контейнерах имеются штепсельные разъемы для подключения аккумуляторных батарей к сети летательного аппарата. При необходимости длительного нахождения батарей на борту самолета при отрицательных температурах контейнеры могут иметь электрический обогрев.

В процессе эксплуатации возможно неправильное подсоединение батарей к самолетной сети, когда перепутывается полярность подсоединяемых клемм батареи. Это может вызвать отказы потребителей тока, опасные аварийные режимы — короткие замыкания в цепи источников тока, пожар. Аварийные режимы могут возникнуть также при подключении бортового источника тока параллельно наземному источнику. По этим причинам на большинстве типов самолетов устанавливаются коробки реле переключения аккумуляторов (РПА-100 или РПА-200).

На рис. 2.9 изображена схема включения в сеть самолета бортовой батареи / и наземного источника тока. Если бортовая батарея имеет правильную полярность, то при замыкании расположенного на борту самолета выключателя 5 питание подводится на обмотку контактора 2 в РПА. Контакты контактора 2 замыкаются, подключая батарею 1 в сеть самолета. Если батарея 1 включена с неправильной полярностью, то по обмотке реле 3 через вентиль 4 будет проходить ток. Нормально замкнутые контакты реле 3

размыкают цепь обмотки контактора 2, и батарея / в сеть не включится.

Если к бортовой розетке (вилке) 10 аэродромного питания подключается источник питания (с помощью вилки 11), то при правильной полярности этого источника под напряжением оказывается обмотка реле 6 РПА₂. Это реле своими нормально замкнутыми контактами размыкает цепь обмотки контактора 2, отключая бортовую батарею 1 от сети, а нормально разомкнутыми контактами подает питание на обмотку контактора 7. Контактор включает на сеть наземный источник питания. Бортовая розетка 10 имеет два силовых контакта' и один управляющий. Управляющий контакт вилки 11, соединенный с минусовым силовым контактом вилки, короче обоих силовых контактов. Поэтому реле 6 включается только после того, как штыри вилки плотно войдут в гнезда розетки, когда замкнется цепь на управляющий контакт розетки. Этим достигается надежное подключение наземного источника тока, а также предохранение штырей и гнезд вилки и розетки от обгорания.

Основные правила содержания аккумуляторов. На борт летательного аппарата устанавливаются только исправные, полностью заряженные аккумуляторные батареи. Перед установкой на борт проверяется состояние мастики, клемм, корпуса батареи. При этом *на поверхности мастики не допускаются трещины и влага (сырость), а на клеммах и пробках батареи — следы коррозии.

После каждого летного дня проверяется степень разряженности батареи, уровень электролита. Если батарея разряжена более чем на 25%, то она должна быть отправлена на зарядную станцию; полеты с такой батареей не допускаются. Нельзя оставлять батареи разряженными более 8 час, иначе пластины кислотных аккумуляторов будут сульфатироваться и выходить из строя.

Устанавливаемые на хранение аккумуляторы полностью заряжают, заполняют электролитом и закрывают рабочими пробками. Поверхность, болты, гайки тщательно очищают, металлические части смазывают техническим вазелином. Хранят аккумуляторы в сухом помещении при температурах не ниже +5°С и не выше +30°С.

Следует помнить, что в процессе заряда или хранения нельзя размещать в одной комнате одновременно кислотные и щелочные аккумуляторы: влияние щелочных паров на кислотные аккумуляторы и кислотных паров на щелочные аккумуляторы может вызвать выход из строя как тех, так и других.

ГЛАВА 3

ЭЛЕКТРИЧЕСКИЕ СЕТИ, КОММУТАЦИОННАЯ И ЗАЩИТНАЯ АППАРАТУРА. ЭЛЕКТРИЧЕСКИЙ

ПРИВОД

§ 3.1. КЛАССИФИКАЦИЯ И ЭЛЕМЕНТЫ ЭЛЕКТРИЧЕСКИХ СЕТЕЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Электрическая энергия от источников тока подводится к потребителям с помощью специальной системы распределения. Основными элементами этой системы распределения являются электрическая сеть, защитная и коммутационная аппаратура.

Электрическая сеть является важным звеном системы распределения, и от надежности ее зависит обеспечение энергией всего авиационного оборудования. Электрическая энергия от источников тока по проводам сети сначала поступает к распределительным устройствам, а от них — к потребителям. В качестве распределительных устройств служат шины, расположенные в специальных коробках или щитках. В распределительных устройствах обычно устанавливается коммутационная и защитная аппаратура.

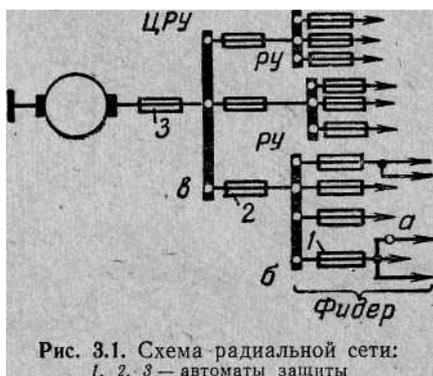
В зависимости от рода передаваемого тока различаются сети постоянного тока и сети переменного тока.

Сети постоянного тока бывают двухпроводными и однопроводными.

В двухпроводных сетях от источника питания к потребителям прокладываются по два провода — плюсовой и минусовый. В настоящее время такие сети на летательных аппаратах почти не применяются.

В однопроводных сетях источник питания с потребителями соединяется лишь одним, обычно плюсовым проводом. Вторым (минусовым) проводом служит металлический корпус летательного аппарата.

Недостатком однопроводной сети является то, что при нарушении изоляции касание оголенным участком плюсового провода корпуса вызывает короткое замыкание в сети. Поэтому возникает необходимость особенно тщательно изолировать провода сети от корпуса летательного аппарата.



Сеть переменного тока в зависимости от числа фаз бывает одно-, двух-, трех- и четырехпроводной. Для обеспечения безопасности экипажа сеть в однофазной системе напряжением 115 в и выше выполняется в основном двухпроводной.

Для трехфазной системы могут применяться трехпроводные сети с использованием или без использования корпуса летательного аппарата в качестве четвертого (нулевого) провода.

« По назначению электрическая сеть каждого летательного аппарата делится на питательную, первичную и вторичную распределительные сети. Питательная сеть (рис. 3.1) обеспечивает подвод электрической энергии от источника тока к центральному распределительному устройству (ЦРУ), первичная (распределительная сеть — от ЦРУ к распределительным устройствам РУ, а вторичная распределительная сеть — от РУ непосредственно к потребителям. На самолете может быть несколько ЦРУ, а в некоторых случаях ЦРУ могут совсем отсутствовать.

Участок сети, отходящий от РУ и питающий один или группу потребителей через один аппарат защиты, называется фидером.

В зависимости от способа подключения РУ в сеть питательные сети делятся на радиальные и магистральные.

В радиальных сетях все РУ подключаются к шине генератора параллельно, отдельными проводами (рис. 3.1). В магистральной сети РУ включаются в одну магистраль провода последовательно друг за другом, как это показано на участке $a - b - c - d$ (рис. 3.2).

В радиальных сетях колебания напряжений на шинах РУ значительно меньше, чем в магистральных сетях. Однако радиальные сети имеют больший вес, чем магистральные.

Для надежного снабжения потребителей электроэнергией в любых условиях полета, когда возможны отказы или боевые повреждения сети, электрические сети летательных аппаратов во многих случаях выполняются с резервированием.

В зависимости от того, как выполняется резервирование, сети делятся на однолинейные и многолинейные, разомкнутые и замкнутые, основные и аварийные.

Многолинейными называются сети, в которых энергия к РУ передается по нескольким параллельным проводам одной фазы. Каждый провод имеет защиту, отключающую его при коротком замыкании на корпус. Обрыв одного или более проводов не должен

53

прекращать питание потребителей, если оставшиеся провода рассчитаны на протекание по ним полного тока нагрузки.

Замкнутыми называются сети, в которых питание к распределительным устройствам подводится не менее чем с двух сторон (рис. 3.2). Такие сети иногда называют петлевыми или кольцевыми. Отказ любого участка сети не вызывает прекращения питания РУ,

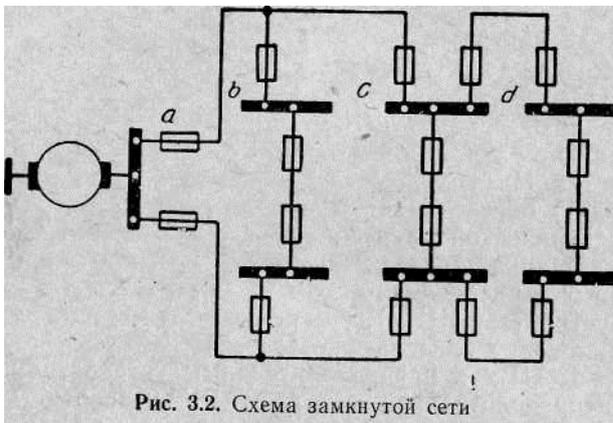


Рис. 3.2. Схема замкнутой сети

Если питание к РУ подводится только с одной стороны, то сеть является разомкнутой (рис. 3.1).

Основной называется сеть, от которой питаются все потребители электроэнергии при полностью исправной электроэнергетической системе летательного аппарата.

Если выходит из строя часть источников электроэнергии или основная сеть, то вступает в работу аварийная сеть. К аварийной сети подключены только самые важные потребители электроэнергии, без которых невозможно продолжение полета. На некоторых летательных аппаратах имеется еще так называемая сверхаварийная сеть. К этой сети подключен минимум потребителей, без которых невозможно завершение полета.

Если на самолете с одним генератором отсутствуют аварийные сети, то в случае отказа генератора мощные не жизненно важные потребители автоматически отключаются от сети с помощью специальных реле.

На рис. 3.3 в качестве примера изображена схема питательной сети самолета-истребителя. В этой сети используются три вида шин: шина ШГ генератора, шина АШ аварийная и сверхаварийная шина ША аккумулятора. Все эти шины размещены в распределительных коробках ЦПК, РК1, РК2, РК3 и в щитке АЗС автоматов защиты сети.

С шин РК и ЦПК получают питание все мощные потребители электроэнергии; управление этими потребителями и питание мало-

мощных потребителей осуществляется с щитков АЗС, расположенных в кабине самолета.

К шине ШГ подключены элементы управления мощными потребителями, без которых возможно закончить полет и совершить посадку при отказе генератора. При включенном генераторе контакторы K_1 и K_2 соединяют шины ШГ и АШ параллельно. При этом часть сети получается замкнутой. Шины АШ и ШГ в щитке

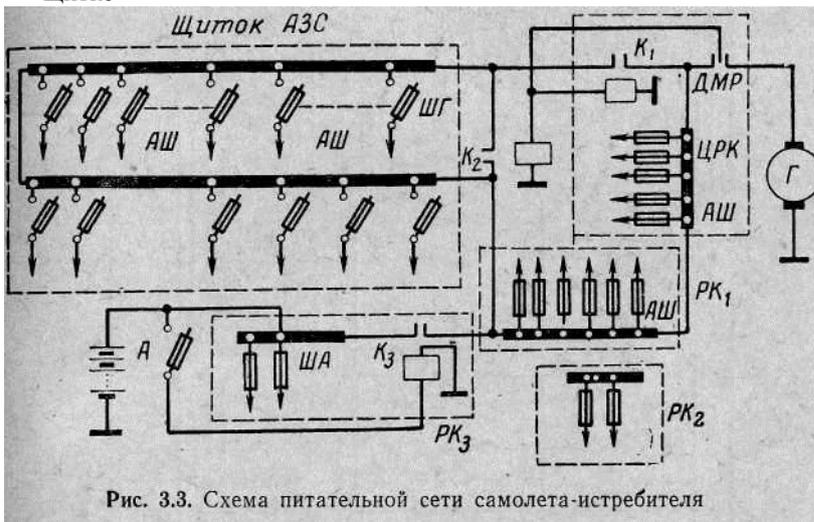


Рис. 3.3. Схема питательной сети самолета-истребителя

АЗС получают двустороннее питание через контакты K_1 и K_2 . Соединение всех шин АШ образует участок магистральной сети. Контактор K_2 обеспечивает подключение шины ША аккумулятора к шине АШ. В случае отказа генератора контакторы K_1 и K_2 отключают от шины АШ шину ШГ вместе с питающимися и управляющимися от нее потребителями. Питание шин АШ теперь осуществляется от аккумулятора. При необходимости выключателем А можно отключить аккумулятор от шин АШ. Тогда от аккумулятора питание будут получать только особо важные потребители.

На рис. 3.4 изображена одна из возможных схем сети самолета с четырьмя генераторами постоянного тока. В этой схеме все генераторы подсоединены к шине ЦПК. Из ЦПК по трехлинейной магистральной сети питание подводится к РК1 — РК4, расположенным по двум бортам самолета. Шины, симметричные относительно продольной оси самолета, соединены между собой одним, двумя и тремя линиями проводов. В результате сеть получается замкнутой (петлевой). В проводах сети устанавливаются аппараты защиты,

отключающие соответствующий участок при его повреждении,

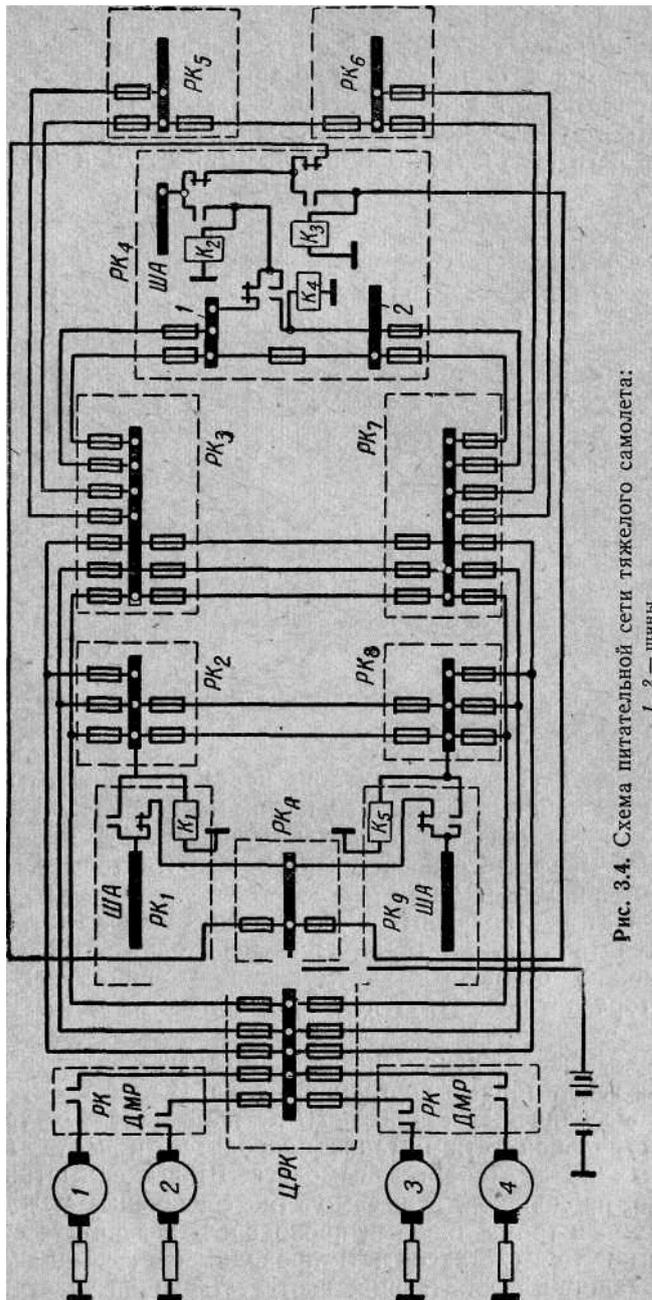


Рис. 3.4. Схема питательной сети тяжелого самолета:
1, 2 — шины

Из схемы видно, что при отказе любого участка сети питание каждой шины в PK не будет прекращаться. Если по какой-либо причине выходят из строя все генераторы, то шины ША будут питаться от бортового аккумулятора. К этим шинам подключены потребители, без которых невозможно совершить посадку самолета.

При исправных генераторах и сети шины ША с помощью контакторов K1, K2, K3 и K4 автоматически подключаются к шинам основной сети.

Если исчезает напряжение на шине 2, расположенной в PK4, то контактор K5 размыкает цепь питания шины ША от шины 2 и замыкает цепь питания от шины 1.

Если напряжения на шинах 1 и 2 PK нет, то шина ША питается от шины PKA через нормально разомкнутые контакты K2. При обрыве этой цепи шина ША будет питаться от шины PKA через нормально замкнутые контакты K2.

§ 3.2. КОММУТАЦИОННАЯ АППАРАТУРА

Назначение и классификация коммутационной аппаратуры.

Осуществление включений, выключений, переключений электрических цепей производится с помощью коммутационной аппаратуры. В эту аппаратуру входят выключатели, реле, электрические кнопки. К коммутационным устройствам относятся также различные устройства защиты сети.

В зависимости от способа управления коммутационная аппаратура делится на три группы:

- аппараты ручного управления (выключатели, переключатели, электрические кнопки);
- аппараты дистанционного управления (реле и контакторы);
- аппараты программного управления (концевые выключатели и микровыключатели в системах программного управления).

Условия работы контактов коммутирующих устройств. Наиболее важными элементами коммутационных устройств являются контактные соединения и контакты. Неподвижные контактные соединения служат для подсоединения проводов к коммутационному устройству. Они выполняются с помощью болтов или винтов и являются достаточно надежными в эксплуатации.

Наименьшей надежностью обладают производящие коммутацию контактные пары с подвижными контактами. Контакты этих пар разрывают и замыкают электрические цепи, в которых протекают токи от единиц до тысяч ампер.

Поскольку в цепях нагрузки имеются индуктивности, то во включенной цепи имеется определенный запас электромагнитной энергии. В момент размыкания электрической цепи запасенная энергия вызывает появление искрения и электрической дуги между размыкающимися контактами. Это ведет к разрушению контактов. Контакты подвергаются также коррозии под действием паров и влаги окружающей среды.

57

Подгар и окисление контактов могут привести к незамыканию электрической цепи. Спекание контактов в результате действия высокой температуры вызывает неразмыкание электрической цепи в требуемый момент.

Для уменьшения искрообразования между контактами при их размыкании в авиационных коммутационных устройствах малой мощности используются искрогасительные устройства — конденсаторы, включаемые параллельно контактам (рис. 3.5). При размыкании контактов запасенная в индуктивности цепи электромагнитная энергия расходуется на заряд конденсатора C . Сопротивление R ограничивает ток разряда конденсатора через контакты K в момент их замыкания.

В коммутационной аппаратуре, устанавливаемой в цепях потребителей большой мощности, последовательно включаются две-три пары контактов, чем увеличивается суммарный зазор между ними. Наиболее важным показателем состояния коммутационного устройства служит величина переходного сопротивления контактов. Под переходным сопротивлением контактов понимается величина их электрического сопротивления в замкнутом состоянии контактов.

Переходное сопротивление зависит от площади соприкосновения контактов, силы давления контактов друг на друга, от материала контактов, от качества обработки их поверхности.

Материалами для мощных контактов служат медь, латунь, графит и специальные металлокерамические сплавы.

Металлокерамический сплав представляет собой комбинацию из серебра и окиси кадмия (сплав ОК-12) или из серебра и окиси меди (сплав СОМ-8).

Устройство электромагнитных реле и контакторов. Принцип действия реле и контакторов одинаков. Реле обеспечивают коммутацию электрических цепей с токами до 10 а, а контакторы — токами более 10 а. Контактники и реле являются быстродействующими устройствами. Время срабатывания их не превышает 0,02 сек.

Основными элементами реле и контактора являются электромагнит и подвижная контактная система, закрепленная на якоре электромагнита. Одна из конструктивных схем контакторов изображена на рис. 3.6.

При включении напряжения на обмотку 2 электромагнита якорь 5 начинает двигаться вниз, преодолевая силу сопротивления возвратной пружины 7. Воздушный зазор между якорем 5 и стопом 8 магнитопровода 1 уменьшается. Когда контактная пластина 6 коснется неподвижных контактов 3, дальнейшее движение контактной пластины 6 прекращается. Однако под действием силы

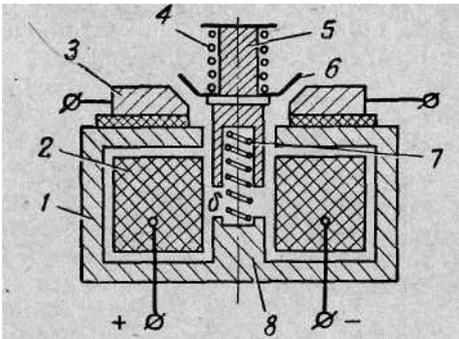


Рис. 3.6. Конструктивная схема контактора:

1 — магнитопровода; 2 — обмотка; 3 — неподвижные контакты; 4 — буферная пружина; 5 — якорь; 6 — пластина; 7 — возвратная пружина; 8 — стоек магнитопровода

электромагнита якорь 5 продолжает двигаться, поскольку пластина 6 свободно сидит на якоре 5». Теперь вступает в работу буферная пружина 4. Она предварительно поджата между головкой якоря 5 и пластиной 6. Поэтому, чтобы якорь мог продолжать движение после замыкания контактов, сила электромагнита должна сначала преодолеть силу первоначально поджатая пружины 4. В результате сразу же после замыкания контактов обеспечивается достаточно большое контактное давление между контактами. При дальнейшем «движении якоря буферная пружина продолжает сжиматься и контактное давление увеличивается.

Буферная пружина исключает появление «дребезга» контактов, т. е. отскакиваний подвижных контактов от неподвижных в момент удара при их замыкании. При отключении обмотки 2 контактора возвратная пружина 7 возвращает якорь в исходное положение, размыкая контакты.

Реле может иметь такую же конструкцию, как и контактор. Однако чаще в реле якорь выполняется поворачивающимся вокруг своей оси. Реле и контакторы могут иметь по несколько пар контактов, как нормально замкнутых, так и нормально разомкнутых. Для авиационных контакторов используются обозначения К-200Д, К-600, КМ-200, КП-50Д. Цифра обозначает величину номинального тока контактов. Стоящая за цифрой буква Д характеризует режим работы (длительный). Если этой буквы нет, то контактор предназначен для кратковременного режима работы. Буквы П и М обозначают соответственно, что контактор переключающийся и малогабаритный.

§ 3.3. ЗАЩИТА ЭЛЕКТРИЧЕСКИХ СЕТЕЙ

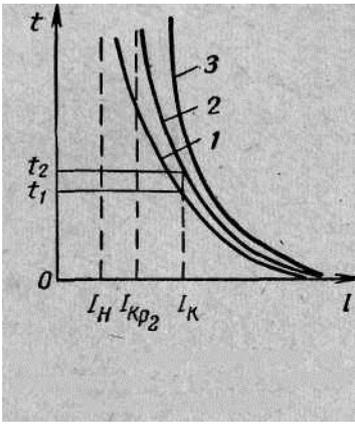
Назначение защиты электрических сетей. В электроэнергетической системе летательного аппарата в результате боевых повреждений, отказов или неправильной эксплуатации могут возникнуть перегрузки в электромеханизмах, короткие замыкания в проводах сети и в элементах потребителей.

Перегрузки являются обычно следствием неисправностей в электромеханизмах (заклинивания и др.). К коротким замыканиям Могут привести обрывы, нарушение изоляции проводов сети, сме-Щение с места слабо затянутых токонесущих частей.

59



Рис. 3.5. Схема искрогашения на контактах



Возникновение коротких замыканий и перегрузок сопровождается большими токами, которые могут в несколько раз превышать номинальные значения. Высокие температуры нагрева проводов, электрические искры и дуги в месте коротких замыканий проводов на корпус могут явиться причиной пожаров и взрывов на летательном аппарате.

Появление перегрузок и коротких замыканий является причиной также значительного снижения напряжения в сети, что вызывает неудовлетворительную работу или отказ других потребителей электроэнергии.

Для предотвращения тяжелых последствий от коротких замыканий, перегрузок и в ряде случаев от обрывов проводов применяется специальная защита, которая отключает поврежденный участок от остальной сети. При этом защита должна отключать только поврежденный участок, т. е. быть избирательной (селективной). Так, если происходит замыкание в точке *a* (рис. 3.1), то должна сработать только защита / в фидере. Короткое замы-

Рис. 3.7. Ампер-секундные ха- кание в точке *b* должно вызвать сра-актеристики 1, 2 и 3 токовой батывание защиты 2.

защиты аппаратов

Для достижения избирательности

защиты необходимо правильно подобрать ампер-секундные характеристики защиты. Ампер-секундной характеристикой называется зависимость времени срабатывания защиты от величины тока нагрузки. На рис. 3.7 показаны ампер-секундные характеристики аппаратов защиты 1, 2 и 3, соответствующих схеме на рис. 3.1. Если при коротком замыкании в цепи через точку *a* протекает ток *I*, то в первую очередь срабатывает аппарат защиты 1, поскольку его время ^ срабатывания меньше времен срабатывания аппаратов защиты 2 и 3.

Для каждого аппарата защиты имеется критический ток $I_{кр}$, при котором время срабатывания ее равно бесконечности ($I_{кр}$, на рис. 3.7). Чтобы не было ложных срабатываний при изменении температуры окружающей среды, номинальный ток защиты выбирается равным $(0,8-0,5)I_{кр}$.

Защита должна иметь минимальное время срабатывания после возникновения повреждения, но не отключать потребитель при возможных кратковременных перегрузках в момент его включения.

Плавкие предохранители. Они обеспечивают выключение участков сети при коротких замыканиях и перегрузках в цепях с номинальными токами до 900 *a*. Основным элементом таких предохранителей является металлический проводник (вставка), имеющий определенную площадь сечения. Если через него проходит

60

-v ■

ток, больший допустимого значения, то он нагревается и плавится, разрывая цепь тока.

На летательных аппаратах применяются плавкие вставки типов ПВ (плавкая вставка), СП (стеклянно-плавкая), ИП (инерционно-плавкая), ТП (тугоплавкая). Плавкие вставки ПВ выполняются из калиброванных серебряных проволочек на номинальные токи 2, 6, 10, 20, 30, 40, 60, 80 и 100 *a*. Предохранители СП изготавливаются на номинальные токи 1, 2, 3, 5, 10, 15, 20, 25, 30 и 40 *a*. На токи до 5 *a* плавкие вставки выполняются из медной проволоки, на токи 5—10 *a* — из серебряной проволоки, на токи 15—40 *a* — из цинковых пластинок.

Для защиты сетей с большими номинальными токами (200—900 *a*) требуется большое сечение и, следовательно, большая масса вставки. При плавлении такой вставки ее расплавленные капли могут вызвать пожар или иные повреждения. Поэтому защита цепей с большими токами осуществляется тугоплавкими предохранителями типа ТП, изготавливаемыми на токи 200, 400, 600,

900 а. Плавкая вставка их выполняется из меди и помещается в асбоцементный корпус для локализации расплавляемого металла.

Плавкие предохранители ПВ, СП, ТП малоинерционны. Они четко срабатывают при появлении токов перегрузок. Но такие предохранители не обеспечивают защиты цепей с электродвигателями. Пусковые токи электродвигателей могут быть в 3—10 раз больше номинальных токов. В таких цепях надо, чтобы за время пуска предохранитель не сработал при таких больших токах. В то же время предохранитель должен сработать, если длительное время ток превышает его номинальное значение на 10—20% или если в цепи электродвигателя возникло короткое замыкание. Поэтому в цепях с электродвигателями устанавливаются инерционно-плавкие предохранители типа ИП, конструкция которых обеспечивает выполнение отмеченных выше требований.

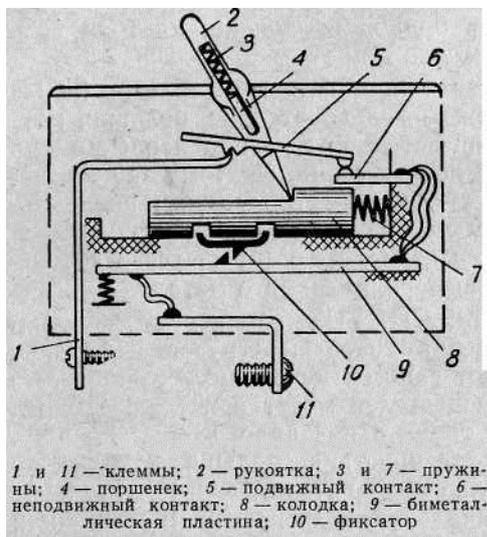
Все плавкие предохранители имеют существенные эксплуатационные недостатки:

- невозможно визуально контролировать состояние предохранителя;
- необходимо иметь запасной комплект предохранителей;
- трудно и даже невозможно заменить в полете сработавший предохранитель;
- невозможно проверить характеристики предохранителя (для этого надо расплавить его вставку, т. е. «сжечь»).

Биметаллические автоматы защиты. В настоящее время на летательных аппаратах широкое распространение нашли биметаллические тепловые автоматы защиты. В цепях с токами до 50 а^{он} и практически вытеснили инерционно-плавкие предохранители.

В зависимости от кинематической схемы механизма замыкания контактов автоматы защиты делятся на автоматы защиты

61



сети без свободного расцепления (АЗС) и на автоматы защиты со свободным расцеплением (АЗР).

В АЗС можно принудительно удерживать контакты в замкнутом состоянии при любых токах перегрузки в защищаемом участке сети. Это может оказаться необходимым, чтобы заставить работать некоторые устройства и при наличии перегрузок (вооружение, шасси и др.). Однако следует помнить, что принудительное удержание автомата во включенном положении может вызвать загорание изоляции провода (пожар).

В автоматах АЗР кинематическая схема выполнена так, что после срабатывания автомата ручка его отсоединяется от контактов. Перемещение ручки не вызывает включения цепи до тех пор, пока не остынет биметаллический чувствительный элемент. Устанавливаются АЗР в цепях, где не допускаются даже кратковременные перегрузки сети

» о »

д ~ ввиду опасности пожара (в

Рис. 3.8. Кинематическая схема АЗС: \wedge скопления паров т/п (в

лива).

АЗС выпускаются на номинальные токи 2, 5, 10, 15, 20, 30 и 50 а; АЗР — на токи 6, 10, 15, 20, 25, 30, 40, 50 и 150 а.

На рис. 3.8 изображена кинематическая схема АЗС. Автомат включается в сеть с помощью клемм 1 и 11.

При изображенном положении рукоятки 2 цепь замыкается через рычаг подвижного контакта 5, неподвижный контакт 6, гибкий проводник, биметаллическую пластинку 9, клемму 11. Колодка 8

удерживается в правом положении фиксатором 10. При нагреве биметаллической пластины 9 свыше допустимой температуры она прогибается вниз и ее выступ освобождает фиксатор 10. Под действием пружины 7 колодка 8 передвигается влево, переводя рукоятку 2 в положение «Выключено». Контакты 5 и 6 размыкаются. При перемещении рукоятки ее поршень 4 сжимает пружину 3, непрерывно касаясь рычага контакта 5.

АЗС и АЗР не только являются аппаратами защиты, но одновременно служат и коммутирующими устройствами, исключая необходимость установки выключателей. Недостаток тепловых автоматов состоит в том, что их характеристики зависят от температуры окружающей среды,

62 .

§ 3.4. СПОСОБЫ УМЕНЬШЕНИЯ ПОМЕХ РАДИОПРИЕМУ И ОСОБЕННОСТИ ЭКСПЛУАТАЦИИ ЭЛЕКТРИЧЕСКИХ СЕТЕЙ

Способы уменьшения помех радиоприему. При коммутации электрических цепей, при работе коллекторных машин, регуляторов напряжения, систем зажигания возникают электромагнитные колебания, вызывающие помехи радиоприему. Радиопомехи могут создаваться также при перетекании электрических зарядов между отдельными частями летательного аппарата, заряженными статическим электричеством во время его полета.

Для уменьшения уровня помех применяются следующие способы:

- экранирование элементов электрооборудования (элементы и соединяющие их провода помещаются в металлические экраны — трубки, оплетки, кожухи); в экранах индуктируются вихревые токи, поля которых компенсируют вызывающие их высокочастотные электромагнитные поля экранируемых устройств;
- — экранирование цепей радиоустройств;
- фильтрация помех с помощью электрических фильтров высоких и низких частот, устанавливаемых в электрические сети вблизи источников помех;
- металлизация летательного аппарата: все неподвижные и подвижные металлические части летательного аппарата соединяются друг с другом; разность потенциалов между отдельными частями летательного аппарата при этом будет равна нулю; соединение подвижных частей с неподвижными осуществляется с помощью специальных перемычек из медной луженой плетенки;
- рассеивание статического заряда летательного аппарата в атмосферу с помощью специальных разрядников — пучков тонких проволочек, закрепленных на задних кромках несущих поверхностей и хвостового оперения летательного аппарата.

Особенности эксплуатации электрических сетей. При выполнении работ в электрических системах запрещается:

- проводить монтажные и демонтажные работы, если бортовая сеть находится под напряжением;
- присоединять провода в местах, не предусмотренных монтажной схемой;
- применять провода, сечения которых не предусмотрены для данной цепи;
- устанавливать аппараты защиты, не соответствующие номинальным токам схемы;
- подключать к штепсельным розеткам потребители без штепсельных вилок и с мощностью, превышающей номинальную мощность розетки;
- оставлять открытыми распределительные устройства, когда бортовая сеть находится под напряжением.

Автоматы защиты сети, не выполняющие роль выключателей, должны находиться в положении «Включено».

63

§ 3.5. ЭЛЕКТРИЧЕСКИЙ ПРИВОД НА ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТАХ

Назначение и классификация авиационного электропривода.

В качестве источников механической энергии на летательных аппаратах используются гидравлические, пневматические, пиротехнические и электрические приводы, а также (в некоторых случаях) мускульная сила членов экипажа. Наиболее универсальным из этих приводов является электрический привод, используемый в большинстве технических устройств или в качестве основного источника механической энергии, или же в качестве управляющих устройств в системах привода другого вида.

Электроприводом называется совокупность электродвигателя, электромагнитных муфт сцепления и торможения, фрикционной муфты, редуктора и аппаратуры управления. Во многих случаях с целью получения следящих систем и систем регулирования электропривод включает элементы обратных связей.

Электродвигатель, муфты, редуктор и некоторые элементы управления обычно образуют конструктивно единый электромеханизм.

В зависимости от вида преобразователя электрической энергии в механическую электропривод может быть электромагнитным или электродвигательным.

В случае электромагнитного привода преобразование осуществляется электромагнитом. В приводе данного типа отсутствуют такие элементы блок-схемы привода, как муфты сцепления и- торможения, фрикционные муфты, элементы обратных связей.

В электродвигательном приводе применяются обычные электрические двигатели постоянного или переменного тока. Привод такого типа чрезвычайно широко используется во всех видах оборудования летательных аппаратов (топливные насосы, запуск силовых установок, органы управления самолетом и шасси, артиллерийские установки, гироскопы, антенны радиолокаторов и т. д.).

С целью уменьшения веса авиационные электродвигатели выполняются на большие скорости вращения (до 24 000 об/мин и выше). Поэтому между выходным валом электромеханизма и валом электродвигателя ставится редуктор, выполненный на цилиндрических, червячных или планетарных передачах.

В зависимости от режимов используются электромеханизмы длительного, кратковременного и повторно-кратковременного режимов работы.

Длительным называется такой режим работы, при котором электродвигатель за время включенного состояния нагревается до установившегося значения температуры t_y (рис. 3.9).

Кратковременным называется режим работы, при котором электродвигатель за время t_i включенного состояния нагревается до температуры t_m , которая ниже установившегося значения t_y температуры. За время выключенного состояния электродвигатель должен успеть охладиться до температуры окружающей среды.

64

Повторно-кратковременный режим характеризуется тем, что электродвигатель за время включенного состояния не успевает нагреться до установившейся температуры t_y , а за время выключенного состояния не успевает полностью охладиться.

С целью получения минимальных веса и габаритов электродвигатели, предназначенные для кратковременного и повторно-кратковременных режимов, проектируют так, чтобы возможные температуры t_m их нагрева были равны допустимым значениям: $t_m < t_{доп}$. При этом следует помнить, что использование таких двигателей в длительных режимах недопустимо,

ПОСКОЛЬКУ ДЛЯ НИХ $T_y > T_{доп}$

Электродвигатели. В авиационных _ электромеханизмах наибольшее применение находят электродвигатели постоянного тока. В электро-И механизмах малой мощности применяются также электродвига-И тели переменного тока.

Свойства электродвигателей в основном определяются их ме-И ханическими характеристиками, мощностью, коэффициентом полезного действия, а также электромеханической постоянной времени.

Механическая характеристика электродвигателя — зависимость скорости вращения n ротора от величины момента нагрузки M на его валу.

Подводимое к якору электродвигателя напряжение U урав.но-вешивается противозлектродвижущей силой E и падением напряжения на сопротивлении $R_{я}$ якоря:

$$U = E + IR_{я} \quad (3.1)$$

где I — ток в обмотке якоря.

Противозлектродвижущая сила равна

$$E = cn\Phi,$$

(3.2)

где c — коэффициент, определяемый числом пар полюсов и обмоточными данными якоря; n —скорость вращения якоря; Φ — магнитный поток возбуждения, пересекающий обмотку якоря.

Из выражений (3.1) и (3.2) получается связь скорости вращения и тока якоря в следующем виде:

(3.3)

65

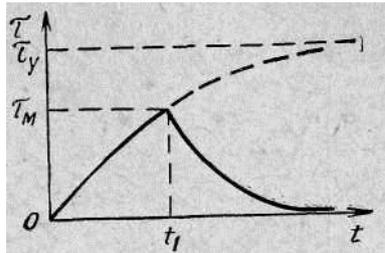


Рис. 3.9. Кривые процесса нагрева и охлаждения электродвигателя

$$n = \frac{U}{c\Phi} - \frac{IR_a}{c\Phi}.$$

Ток / якоря и электромагнитный вращающий момент M_e двигателя связаны соотношением

$$M_e = c\Phi I. \quad (3.4)$$

Механические потери на трение вращающихся частей о воздух и в подшипниках учитываются механическим коэффициентом полезного действия η_m . Тогда вращающий момент на валу двигателя равен

$$M = \eta_m M_e. \quad (3.5)$$

Из выражений (3.3), (3.4) и (3.5) получается выражение для механической характеристики электродвигателя:

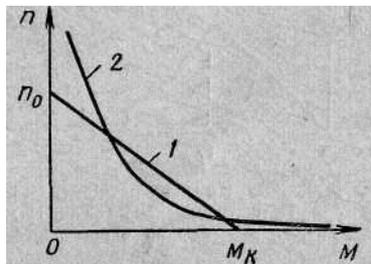


Рис. 3.10. Механические характеристики электродвигателя параллельного (1) и последовательного (2) возбуждения

(3.6)

Для электродвигателя параллельного возбуждения при изменении момента M магнитный поток Φ изменяется незначительно. Поэтому механическая характеристика представляет собой (без учета явлений насыщения железа машины) наклонную прямую (линия 1 на рис. 3.10).

Для электродвигателя последовательного возбуждения магнитный поток зависит от тока якоря-

$$\Phi = kI, \quad (3.7) \text{ а вращающий момент } M \text{ равен}$$

$$M = \eta_m c\Phi I = \eta_m ckI^2. \quad (3.8) \text{ Отсюда}$$

Из выражений (3.3), (3.7) и (3.8) получается выражение для механической характеристики электродвигателя последовательного возбуждения:

Механическая характеристика электродвигателя последовательного возбуждения показана на рис. 3.10 (кривая 2).

Анализ механических характеристик электродвигателей показывает следующее:

— электродвигатель параллельного возбуждения имеет жесткую механическую характеристику; это означает, что в рабочем диапазоне изменения нагрузки скорость вращения изменяется не-

чительно, при холостом ходе ($M = 0$) скорость вращения электродвигателя имеет вполне определенное значение n_0 ; электродвигатель последовательного возбуждения имеет мягкую механическую характеристику: с изменением нагрузки резко изменяется его скорость вращения: при холостом ходе ($M = 0$), как это видно из формулы (3.10), $n = \infty$; однако практически на-

грузки на валу электродвигателя всегда создается силами трений в подшипниках, между щетками и коллектором, между вращающимися частями и воздухом; поэтому скорость вращения холостого хода в 3—5 раз больше номинального значения скорости; но и такое увеличение скорости очень опасно, особенно для двигателей большой мощности;

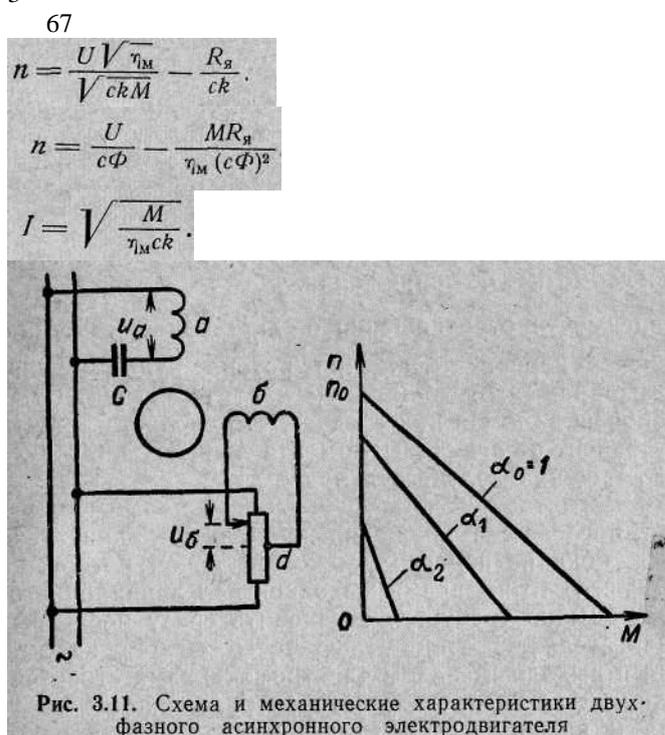
— момент короткого замыкания M_k электродвигателя последовательного возбуждения значительно больше, чем для электродвигателя параллельного возбуждения той же мощности.

Ввиду указанных особенностей электродвигатели с параллельным возбуждением используются в тех случаях, когда требуется обеспечить малое изменение скорости вращения (программные механизмы, гироскопы и др.).

Электродвигатели последовательного возбуждения используются там, где требуется наличие большого пускового момента M , постоянство скорости вращения не имеет существенного значения, а на валу электродвигателя всегда имеется нагрузка. Примером электромеханизмов с двигателями последовательного возбуждения являются топливные насосы, электрические стартеры.

В случаях, когда необходимо получить одновременно свойства электродвигателей параллельного и последовательного возбуждения, применяются электродвигатели смешанного возбуждения.

На рис. 3.11 изображена схема включения двигателя перемен-



ного тока с короткозамкнутым ротором, который получил наименование двухфазного индукционного двигателя — ДИД.

Оси сетевой a и управляющей b обмоток расположены под углом 90° друг к другу. Чтобы напряжения u_a и u_b , приложенные к обмоткам, были сдвинуты по фазе на 90° , последовательно с обмоткой включен конденсатор C . В результате образуется вращающееся магнитное поле. При этом ротор двигателя будет вращаться в сторону вращения поля. Направление вращения зависит от того, опережает ли или отстает по фазе ток обмотки b от тока обмотки a . Смещая щетку потенциометра в ту или иную сторону от электрической нейтрали (точки d), можно задавать необходимый знак смещения по фазе и, следовательно, направление вращения ротора. Величиной смещения щетки определяется значение подводимого к обмотке b напряжения.

В зависимости от отношения подводимых к обмоткам

напряжении скорость вращения ротора будет различной. На рис. 3.11 изображены механические характеристики ДИД при различных значениях a . Из них следует, что скорость вращения ДИД линейно зависит от величины момента M нагрузки. Максимальная скорость вращения получается при $a=1$.

Электромагнитные муфты сцепления и торможения. Электродвигатели после их выключения продолжают длительное время вращаться, пока не израсходуется запасенная ротором кинетическая энергия. В то же время выходной вал авиационного электромеханизма обычно требуется остановить сразу после выключения электродвигателя. С этой целью часто между валом электродвигателя и выходным валом электромеханизма ставится электромагнитная муфта сцепления, которая разъединяет валы электродвигателя и исполнительного механизма в момент выключения. Для еще более ускоренного прекращения движения на выходной вал электромеханизма устанавливается муфта торможения.

Фрикционные муфты. Для предотвращения чрезмерных перегрузок и повреждений электродвигателя или исполнительного механизма при повреждениях или заеданиях в отдельных элементах привода в авиационных электромеханизмах применяются фрикционные муфты.

Устройство обычных фрикционных муфт широко известно. Однако они не всегда достаточно надежно выполняют задачи сцепления и защиты от перегрузок. Зависимость коэффициента трения дисков муфты от режима работы, состояния поверхностей, температуры иногда приводит к заклиниванию муфты или, наоборот, к уменьшению величины передаваемого момента. Поэтому в наиболее ответственных электромеханизмах используются саморегулирующиеся муфты, где передаваемый момент вращения остается постоянным вне зависимости от условий работы.

Электромагнитный привод. Для приведения в действие гидравлических, топливных и пневматических кранов, механизмов сб-ра-68

сывания бомб, спусков стрелково-пушечного вооружения, различного рода блокирующих стопоров, контакторов и реле обычно применяются электромагниты. Они имеют небольшие поступательные (2—15 мм) перемещения при усилиях 1—20 кГ на выходном штоке.

Электромагниты или составляют одно целое с конструкцией исполнительных механизмов, или изготавливаются отдельным агрегатом и имеют специальное установочное место на корпусе исполнительного механизма. Существует большое разнообразие электрокинематических схем двухпозиционных и трехпозиционных электро-

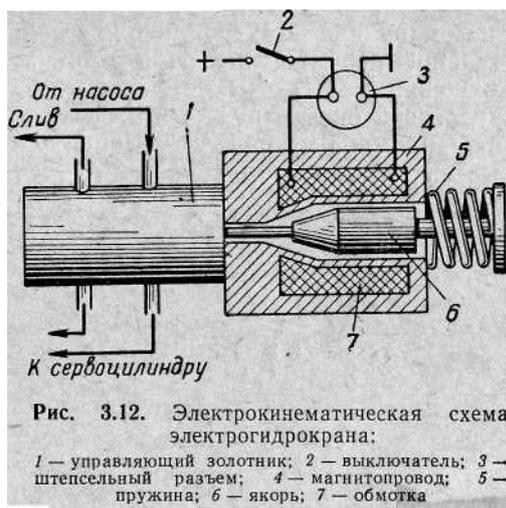


Рис. 3.12. Электрокинематическая схема электрогидрокррана:

1 — управляющий золотник; 2 — выключатель; 3 — штепсельный разъем; 4 — магнитопровод; 5 — пружина; 6 — якорь; 7 — обмотка

кранов с одним и двумя электромагнитами, используемых в авиационном оборудовании. На рис. 3.12 изображена (в качестве примера) электрокинематическая схема двухпозиционного электро-гидрокррана.

Электромагнит состоит из магнитопровода 4, якоря 6 и обмотки 7. При обесточенной обмотке якорь под действием пружины 5 смещен в правое крайнее положение. Связанный жестко с якорем поршень управляющего золотника / отключает сервоцилиндр от магистрали высокого давления.

После замыкания выключателя 2 напряжение через штепсельный разъем 3 подводится к обмотке 7. Преодолевая усилие пружины 5, якорь перемещает поршень золотника / гидроусилителя.

Достоинством электромагнитного привода является его высокая надежность, простота конструкции, малые вес и габариты, большая скорость срабатывания.

Некоторые особенности конструкции электромеханизмов авиационных электроприводов. В ряде случаев электропривод используется для управления такими жизненно важными органами самолета, как шасси, закрылки и рули. Поэтому такой привод должен обладать повышенной надежностью.

Повышение надежности достигается одновременным применением в электромеханизмах

саморегулирующихся фрикционных муфт, электромагнитных муфт сцепления и торможения, установкой и точной настройкой моментов срабатывания системы конечных выключателей механизмов. Одним из наиболее существенных способов увеличения надежности является резервирование самих электромеханизмов. Поэтому в наиболее ответственных

69

$$\alpha = \frac{u_b}{u_a}$$

электромеханизмах применяются два электродвигателя, работающие на один выходной вал. При отказе одного из них второй обеспечивает работу механизма.

В авиационном оборудовании в ряде случаев требуется, чтобы выходной вал электропривода имел не вращательное, а поступательное перемещение. При этом величина максимального перемещения может быть более 50 мм (электроприводы триммеров, хвостовой опоры, рулевых агрегатов автопилотов и т. д.). В качестве примера на рис. 3.13 изображена электрокинематическая схема такого электромеханизма (типа МП-250).

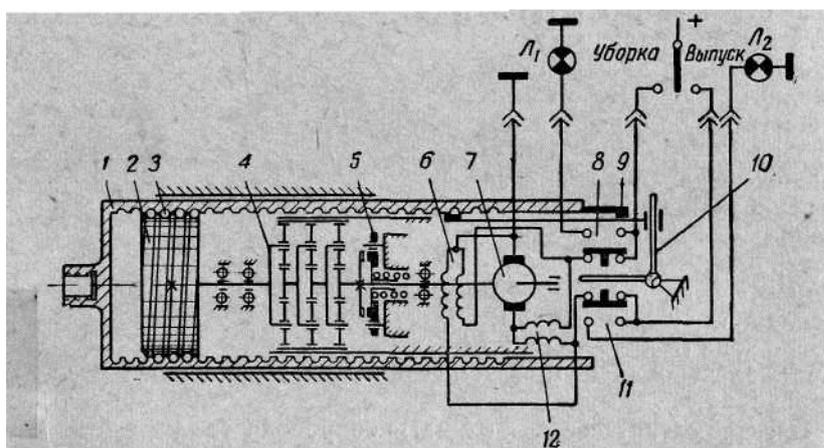


Рис. 3.13. Электрокинематическая схема электромеханизма МП-250:

1 — шток; 2 — винт; 3 — подшипник; 4 — планетарный редуктор; 5 — тормозной диск; 6 — обмотки тормозной муфты; 7 — электродвигатель; 8 и 11 — концевые выключатели; 9 — выступ; 10 — рычаг; 12 — обмотки возбуждения

При установке переключателя, например, в положение «Выпуск» подается питание на электродвигатель 7 последовательного возбуждения (Д-25Т) и на одну из обмоток 6 муфты торможения. Диск 5 муфты, сжимая пружину, растормаживает вал электродвигателя. Через трехступенчатый планетарный редуктор 4 электродвигатель вращает винт 2, закрепленный на валу редуктора. В результате шток 1 начинает выдвигаться из корпуса механизма. Дойдя до крайнего выпущенного положения, шток / своим выступом 9 зацепляет выступ тяги двуплечего рычага 10. Рычаг поворачивается и нажимает на концевой выключатель // . Последний размыкает цепь электродвигателя и муфты торможения и замыкает цепь на лампочку L_a сигнализации выпущенного положения штока,

При установке переключателя в положение «Уборка» подается питание на якорь электродвигателя через концевой выключатель 8 и вторую последовательную обмотку 12 возбуждения, а также на **ВТОРУЮ** обмотку 6 муфты торможения. Как только начинается

70

уборка штока, концевой выключатель 11 размыкает цепь лампочки L_b и подготавливает цепь питания электродвигателя через первую обмотку возбуждения. В крайнем убранном положении штока его выступ 9 нажимает на рычаг 10, который повернется и концевым выключателем 8 разомкнет цепи питания электродвигателя и муфты торможения; одновременно замыкается цепь лампочки L сигнализации убранного положения штока.

В рассматриваемой схеме электромеханизма муфта торможения имеет две обмотки 6, потому что одновременно с включением обмотки муфты требуется подать напряжение только на одну из последовательных обмоток возбуждения электродвигателя. Каждая из обмоток муфты при ее включении растормаживает вал электродвигателя.

Для устранения значительных сил трения в паре винт — гайка рабочие поверхности винта и гайки выполнены в виде канавок, в которые помещаются шариковые подшипники 3. Трение скольжения здесь заменено трением качения, вследствие чего такая передача имеет высокий к. п. д.

ГЛАВА 4

ЭЛЕКТРИЧЕСКИЙ ОБОГРЕВ, СВЕТОТЕХНИЧЕСКОЕ И ПРОТИВОПОЖАРНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ САМОЛЕТА

§ 4.1. ЭЛЕКТРИЧЕСКИЙ ОБОГРЕВ НА САМОЛЕТАХ

Изменения состояния атмосферы и условий полета могут привести к возникновению обледенения самолета, а также сказываются на работе членов экипажа и установленного на самолете оборудования. Поэтому для обеспечения нормальных температурных условий работы авиационной техники и членов экипажа применяются противообледенительные и обогревательные устройства.

Обледенению подвергаются части самолета, наиболее подверженные воздействию встречного потока воздуха: передние кромки крыла, стабилизатора и киля, носки воздухозаборников, лопасти направляющего аппарата компрессоров, лопасти и коки воздушных винтов, приемники воздушных давлений, остекление кабины и т. д. При скоростях полета свыше 800 км/час обледенения не происходит вследствие аэродинамического нагрева.

Для борьбы с обледенением может использоваться механическое воздействие на образующуюся корку льда, смачивание незамерзающими жидкостями (спиртом) и нагревание поверхностей обледенения. Нагревание обычно производится либо горячим воздухом, забираемым от турбокомпрессора двигателя, либо с помощью электрических нагревательных устройств. В учебнике рассматриваются только электрические тепловые антиобледенительные устройства.

Электрический обогрев на самолетах используется для предотвращения обледенения стекол герметических кабин, носков стабилизатора и киля, лопастей и коков воздушных винтов, приемников воздушных давлений. Кроме того, электрический обогрев применяется для создания нормальных температурных условий в негерметических отсеках, часовых механизмах и прицелах, в контейнерах аккумуляторных батарей, в гермошлемах и т. д.

Электрический обогрев стекол кабин. Стекла кабины могут обмерзать и запотевать как по наружной, так и по внутренней поверхности. При этом теряется прозрачность стекла и оптическая

72

правильность изображения, возможна даже полная потеря видимости. Поэтому необходимо обогреть стекла и поддерживать такую температуру, которая бы исключала их обледенение и запотевание.

Для обогрева используется нагревательный элемент из тонких проволочек, заложенных между внутренним и наружным слоем стекла. Но такой нагреватель несколько снижает прозрачность стекла и мешает наблюдению из-за светящегося ореола вокруг накаливающих проволочек. Поэтому в последнее время вместо проволочных нагревательных элементов применяется тонкая (10^{-3} мм) прозрачная токопроводящая пленка с большим удельным сопротивлением (до 1000 ом/мм^2). Для работы пленочного нагревательного элемента требуется напряжение порядка 180—300 в, и питание его обычно осуществляется переменным током через трансформатор.

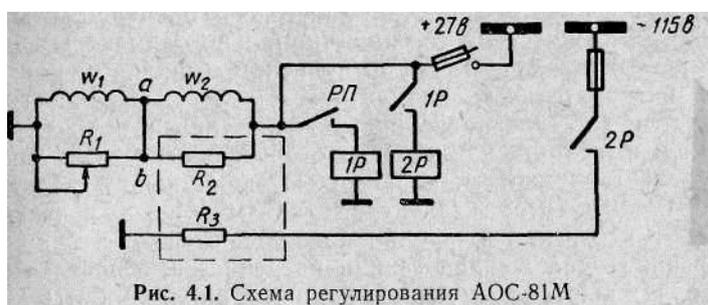


Рис. 4.1. Схема регулирования АОС-81М

Температура стекла поддерживается на заданном уровне с помощью регулятора — автомата обогрева стекла АОС. На рис. 4.1 показана принципиальная схема одного канала автомата АОС-81М, обеспечивающего стабилизацию температуры стекла с точностью $\pm 5^\circ \text{C}$.

Чувствительным элементом регулятора служит термистор R_2 , закрепленный в обогреваемом стекле. Термистор представляет собой полупроводниковый прибор в форме диска диаметром 4 мм и толщиной 1 мм, сопротивление которого уменьшается с увеличением температуры. Обмотки W_1 и w_2 дифференциального поляризованного реле $РП$, сопротивление термистора R_2 и регулировочное сопротивление R_1 образуют мостиковую схему с закороченной Диагональю. Обмотки W_1 и w_2 включены встречно.

Если стекло имеет температуру ниже 30°C , то $R_2 > Ri$ и мост разбалансирован. По обмотке w_2 проходит больший ток, чем по обмотке W_1 . Поляризованное реле PI замыкает свои контакты и включает под напряжение реле IP . Kontakтами этого реле включается под напряжение обмотка контактора $2P$, включающего обогревательный элемент R_3 стекла.

Температура стекла начнет повышаться, а сопротивление тер-ОДстора уменьшаться. При температуре 30°C $R_2 = Ri$ и мост будет

73

уравновешен. Ток в короткозамкнутой диагонали отсутствует, и токи обмоток W_1 и w_2 будут равны. Поляризованное реле разомкнет свои контакты и выключит обогревательный элемент R_3 . Как только температура стекла упадет ниже 30°C , снова сработает реле PI и включится обогревательный элемент и т. д. С помощью регулировочного сопротивления Ri можно изменить среднее значение температуры, поддерживаемой регулятором.

Помимо рассмотренной схемы АОС применяется и несколько другая схема без поляризованного реле. В измерительную диагональ моста этой схемы, составленного из активных сопротивлений и сопротивлений R_1, R_2 , включена управляющая обмотка магнитного усилителя, выход которого подключен к обмотке промежуточного реле. Такая схема более надежна и обеспечивает большую точность стабилизации заданной температуры.

Электрообогрев хвостового оперения, лопастей и коков винтов. Электрообогрев кромок крыла, хвостового оперения, лопастей и коков винтов осуществляется принципиально одинаковым образом. Сущность его заключается в импульсном (циклическом) режиме работы нагревательных элементов.

Вся обогреваемая поверхность (киля, винта и т. д.) делится на несколько секций, каждая из которых обогревается своим нагревательным элементом. С помощью специального электромеханического коммутатора (электромеханизм МКА-ЗА) секции обогрева контакторами поочередно подключаются к источнику электроэнергии. Подключенная секция нагревается, а остальные в это время охлаждаются. За период полного цикла работы коммутатора, например продолжительностью 120 сек , все секции нагревательных элементов включаются под напряжение один раз. Так, если число секций равно трем, то каждая секция в течение цикла 40 сек находится под напряжением, т. е. нагревается, и 80 сек охлаждается. Импульсный режим работы является наиболее экономичным по затратам электроэнергии.

Нагревательные элементы изготавливаются из тонкой проволоки с высоким электрическим удельным сопротивлением, клеиваются несколькими слоями стеклоткани и располагаются между внутренней и внешней обшивками передних кромок крыла, оперения или винтов. Нагревательные элементы выполняются также из токопроводящей резины или специальных пленок, наклеиваемых на передние кромки обогреваемых поверхностей. В месте расположения каждой секции устанавливаются биметаллические выключатели, срабатывающие при перегреве секции и выключающие ее питание путем разрыва цепи обмотки контактора включения.

Включение обогрева производится членами экипажа по сигналам сигнализатора начала обледенения. Устройство и работа сигнализатора обледенения поясняются схемой на рис. 4.2. Если обледенения нет, то давление скоростного напора q на обогреваемую кромку килея (стабилизатора, крыла) поступает в мембран-

74

ную полость сигнализатора давления CD . Мембрана прогибается, контакты K замыкаются и лампочка L не горит.

При появлении обледенения входное отверстие трубопровода T закрывается льдом, воздух из полости мембраны выходит через калиброванное отверстие a и контакты K замыкают цепь лампочки L . Лампочка загорается. Одновременно срабатывает реле P и включает сопротивление обогрева R трубопровода. Через некоторое время лед на входе трубопровода тает и давление снова по-

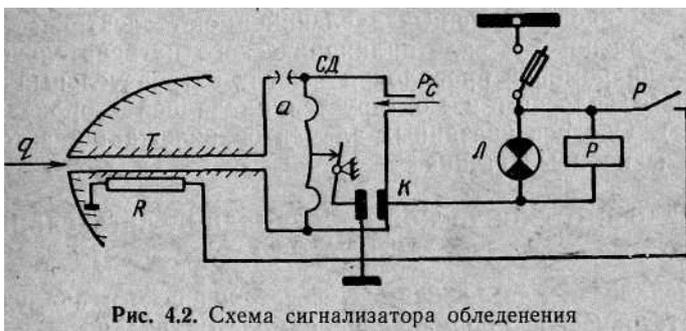


Рис. 4.2. Схема сигнализатора обледенения

ступает в сигнализатор СД. Лампочка гаснет и сопротивление обогрева R выключается. Таким образом, при наличии обледенения наблюдаются периодические включения и выключения лампочки Л.

Электрообогрев контейнеров аккумуляторных батарей, приемников воздушных давлений и часов.

Нормальная работа серебряно-цинковых аккумуляторных батарей 15СЦС-45А обеспечивается при температурах электролита в пределах от $+5$ до $+50^{\circ}\text{C}$. При низких температурах их электрические характеристики значительно ухудшаются. Поэтому на самолетах предусмотрен электрический обогрев контейнеров этих батарей с помощью обогревательного чехла с вмонтированными в него нагревательным элементом R и терморегулятором T в виде биметаллической пластины (рис. 4.3).

При температуре в контейнере ниже $+15 \pm 2^{\circ}\text{C}$ замыкаются контакты терморегулятора, срабатывает реле P и своими контактами подключает к источнику питания обогревательный элемент R. Температура контейнера начинает повышаться, и при $+15 \pm 2^{\circ}\text{C}$ терморегулятор размыкает свои контакты и выключает обогрев. Контейнер охлаждается, и при уменьшении температуры ниже $+15 \pm 2^{\circ}\text{C}$ снова срабатывает терморегулятор и включает обогревательный

75

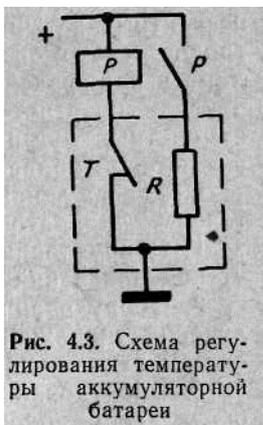


Рис. 4.3. Схема регулирования температуры аккумуляторной батареи

элемент. Таким образом поддерживается средняя температура контейнера $+15 \pm 2^{\circ}\text{C}$.

Электрический обогрев серебряно-цинковых батарей осуществляется от аэродромных источников электроэнергии и включается на земле. Если батареи устанавливаются на самолет за несколько часов до вылета и температура наружного воздуха ниже $+5^{\circ}\text{C}$, то электрообогрев батарей включается сразу же после их установки на самолет. В полете обогрев не работает.

Для предупреждения обледенения заборных отверстий все типы приемников воздушных давлений имеют электрический обогрев, выполненный в виде цилиндрического нагревательного элемента из нихромовой проволоки. В часах нагревательный элемент выполняется плоским и монтируется на задней стороне корпуса (крышке). Обогрев указанных элементов включается автоматами защиты из кабины летчика.

§ 4.2. СВОТОВАХННЧЕСКОЕ ОБОРУДОВАНИЕ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ

АППАРАТОВ

Назначение и классификация светотехнического оборудования.

Электротехническое оборудование самолетов включает источники и приемники лучистого потока оптического диапазона спектра излучений. На самолетах в основном применяются тепловые и люминесцентные источники света. В качестве приемников излучений оптического спектра используются обычно фотоэлементы, фотосопротивления и болометры.

Самолетные тепловые источники света представляют собой обычные лампы накаливания, и спектральный

состав их излучения определяется температурой нити накаливания. В люминесцентных источниках свечение обусловлено возбуждением электронов и атомов вещества (люминофора), покрывающего колбу лампы, под воздействием электромагнитного поля разряда в парах ртути и инертного газа, наполняющих колбу. Спектр излучения самолетных люминесцентных ламп лежит в основном в ультрафиолетовой области.

По своему назначению светотехническое оборудование летательных аппаратов делится на следующие основные группы:

1. Оборудование внутреннего освещения, необходимого для чтения показаний приборов, карт, инструкций и т. д.
2. Оборудование внутренней сигнализации, служащее для получения экипажем информации о работе отдельных устройств и систем летательного аппарата. -
3. Оборудование внешней сигнализации, предназначенное для обозначения положения летательных аппаратов в воздухе и на земле, для связи между экипажами и с землей.
4. Оборудование посадочного и рулежного освещения, обеспечивающее летчику в ночных условиях видимость посадочной полосы и рулежных дорожек.

76

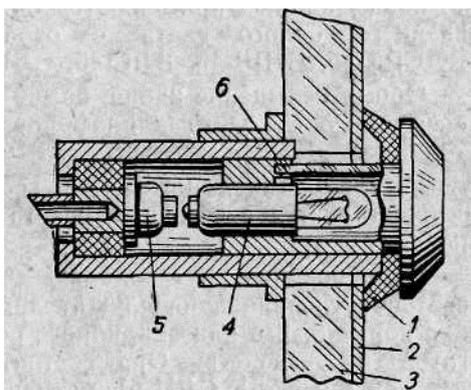


Рис. 4.4. Устройство освещения приборной доски:
 1 — резиновая прокладка; 2 — металлический лист; 3 — слой из плексигласа; 4 — лампочка; 5 — центральный контакт; 6 — красный светофильтр

Внутреннее освещение летательных аппаратов. Внутреннее освещение подразделяется на местное и общее. Местное освещение используется для освещения приборных досок, панелей управления, рабочих столиков и т. д., а общее освещение предназначено для равномерного освещения кабин, проходов и люков. В полете общее освещение обычно выключается.

Местное освещение на самолетах осуществляется либо с помощью люминесцентных ламп ультрафиолетового света (лампы уФО-4, УФО-4А), либо красным светом. В первом случае все надписи на шкалах приборов, приборных Досках и пультах управления покрываются светосоставами постоянного или временного действия. При облучении надписей лампами УФО они четко выделяются (светятся) на темном фоне шкал и пультов, при этом яркость свечения равномерная и блики на стеклах приборов отсутствуют. Но ультрафиолетовое облучение снижает чувствительность глаза к внешним световым сигналам, при длительном воздействии вызывает флуоресценцию хрусталика глаза и наблюдаемые предметы начинают казаться закрытыми голубой дымкой. Радиация светосоставом оказывает также вредное воздействие на организм членов экипажа. Из-за указанных недостатков ультрафиолетового освещения в последние годы на самолетах широко используется красный свет для местного внутреннего освещения. При этом в панель приборной доски встраиваются светильники (рис. 4.4).

На панель накладывается слой 3 светопровода из плексигласа толщиной до 3 мм с вырезами для приборов и ручек управления. Сверху плексиглас закрывается тонким металлическим листом 2. Каждая из арматур подсвета, установленных в приборной доске, состоит из миниатюрной лампочки 4 типа СМ-37, красного светофильтра 6, уплотнительной резиновой прокладки 1. Питание к Лампочке подводится через центральный контакт 5 и корпус арматуры.

Свет от лампочек проходит через плексиглас и, преломляясь на выходе из торцов вырезов, попадает на шкалы приборов, надписи гравированы на задней стороне плексигласа, заливаются белой краской, после чего вся задняя поверхность покрывается черным лаком. Против надписей в листе 2 делаются вырезы.

77

Для индивидуального освещения красным светом шкал отдельных приборов, подсвета надписей кнопок и ручек применяются щелевые светильники следующих типов С-40, С-60, С-80, АГЛ, АГП и арматура

подсвета малогабаритная АПМ. Щелевые светильники крепятся в верхней части фланца прибора в виде козырька и имеют по одной или две арматуры подсвета красным светом. В этих светильниках свет на шкалу прибора попадает через щель между козырьком и основанием светильника.

Для местного освещения рабочих столиков, щитков и пультов по бокам кабины применяются одноламповые светильники заливающего белого света с отражателями различных типов: КЛСРК-45, СЛШ-45, ВЛС-45, СЛШК-53, КЛ-57 и др.

Общее освещение кабин, бомболоков и отсеков осуществляется с помощью самолетных плафонов, располагаемых обычно на потолке.

Регулирование силы света всех рассмотренных светильников осуществляется с помощью реостатов, включаемых в цепи лампочек.

Оборудование внутренней световой сигнализации. Внутренняя световая сигнализация служит для контроля положения и указания нормального или аварийного режимов работы отдельных агрегатов и устройств. Она состоит из отдельных арматур типа АОС-42, СЛГС-51, СЛЦ-51, размещаемых на пультах и приборных досках, в которых устанавливается по одной лампочке со светофильтрами, и световых табло. В ячейках световых табло, закрытых цветными фильтрами, устанавливаются лампочки подсвета. Каждая ячейка имеет надпись о значении сигнализации.

Все устройства сигнализации нормального режима работы агрегатов самолета обладают умеренной яркостью свечения, чтобы не мешать действиям экипажа. Сигнализация аварийных режимов имеет повышенную яркость свечения красного цвета.

Оборудование внешней световой сигнализации. К оборудованию внешней световой сигнализации относятся: аэронавигационные огни (АНО), устанавливаемые на всех типах самолетов; огни предупреждения столкновения в воздухе, устанавливаемые на скоростных самолетах; огни полета строем, устанавливаемые на бомбардировщиках и истребителях сопровождения; огни обозначения габаритов, устанавливаемые на вертолетах; огни сигнализации выпущенного положения шасси, устанавливаемые на ВСЕХ типах самолетов. Каждый сигнальный огонь внешней сигнализации имеет вполне определенные цвет и характеристику распределения силы света в горизонтальной и вертикальной плоскости.

Аэронавигационные огни. На отечественных самолетах устанавливаются на консолях крыльев бортовые аэронавигационные огни БАНО-45 или БАНО-57 и хвостовые огни ХС-39 или ХС-57. Углы действия и цвет аэронавигационных огней самолетов, установленные международным соглашением, показаны на

рис. 4.5.

Здесь заштрихованы «мертвые» зоны, из которых АНО не видны.

С помощью трехпозиционного переключателя мощности (яркости) АНО могут устанавливаться на величины 100, 50 и 20%. Мощности 20 и 50% (в зависимости от погодных условий) используются в ночное время на земле при подготовках к полетам и рулениях самолета. Включение ДНО на полную мощность (100%) на земле сокращает срок службы ламп, поскольку их охлаждение при этом недостаточно.

В настоящее время используется также автоматический импульсный режим работы АНО, что увеличивает дальность видимости этих огней на фоне звездного неба.

Огни предупреждения столкновений. Из-за сравнительно небольшой величины силы света дальность видимости АНО ограничена и

они не обеспечивают безопасности полета скоростных самолетов. Поэтому на скоростных самолетах устанавливается специальный самолетный импульсный (проблесковый) маяк СИМ, предназначенный для предупреждения столкновения самолетов в воздухе.

СИМ состоит из двух импульсных газоразрядных ламп ИФК-2000, закрытых красными светофильтрами, блока питания и двух трансформаторов зажигания ламп. На рис. 4.6 показана схема питания одной лампы маяка. Блок питания состоит из умножителя напряжения (общего для обеих ламп), лампы L , конденсаторов C_0 , C_1 , C_2 и сопротивлений.

Конденсатор C_0 заряжается до напряжения U_0 . Через сопротивление R_1 и R_2 заряжается конденсатор C_2 , а через сопротивление R_3 — конденсатор C_1 . Когда напряжение на конденсаторе C_2 достигает определенной величины, открывается лампа L и через нее и первичную обмотку трансформатора зажигания T разряжается конденсатор C_1 . Во вторичной обмотке трансформатора

79

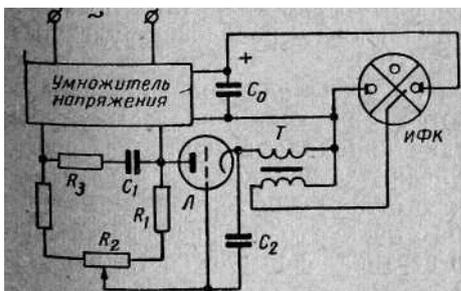


Рис. 4.6. Схема самолетного импульсного маяка

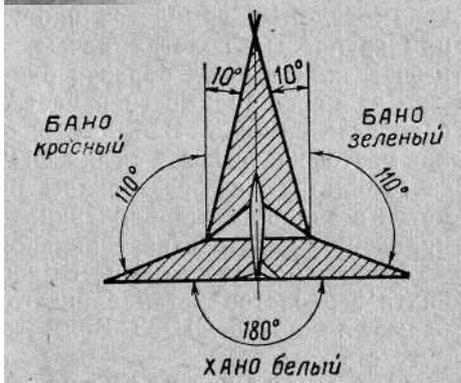


Рис. 4.5. Зоны видимости аэронавигационных огней

индуктируется высокая э. д. с., обеспечивающая ионизацию газа лампы ИФК. Через лампу ИФК разряжается конденсатор C_0 , при этом сила света импульса лампы ИФК достигает 1 млн. св.

Маяк создает 60 импульсов света в минуту длительностью около 0,6 сек. Дальность действия составляет 65—75 км на высоте 7 км при метеорологической дальности видимости 30—40 км. Огни полета строем. Применяются для облегчения летчикам ведомых самолетов наблюдения за ведущими самолетами при групповых полетах ночью. Располагаются они на крыле и в фюзеляже сверху, образуя букву Т.

Дальность видимости и цвет строевых огней не должны демаскировать самолет. В строевых огнях ПССО-45 используются синие светофильтры, а в огнях ОПС-57 — желтые светофильтры. На светофильтрах выфрезерованы призмы, преломляющие световой поток в заданном направлении, обычно под углом 130—135° к направлению полета в вертикальной плоскости.

Габаритные огни. В концевой части лопастей несущего винта вертолетов устанавливаются контурные огни. Светофильтр белый, лампочки СЦ-88. Включаются эти огни при рулении и полете строем.

Огни сигнализации выпущенного положения шасси. Служат для контроля с земли выпущенного положения шасси в ночных условиях. Используются огни ХС-39 белого цвета, ■ устанавливаемые на передней и основных стойках шасси. Включаются от концевых выключателей при полностью выпущенном шасси.

Посадочное и рулежное освещение. Осуществляется с помощью самолетных фар. В настоящее время применяются выдвижные посадочные фары ЛФСВ-45, выдвижные малогабаритные посадочно-рулежные фары МПРФ-1А, выдвижные посадочно-рулежные фары ФРС-200, рулежные фары ФР-100.

Посадочные фары включаются на этапе планирования на высотах 100—150 м. Устанавливаются они таким образом, чтобы линия зрения летчика при посадке попадала в центр светового пятна выдвинутой фары. При рулении летчик должен видеть рулежную полосу на расстоянии, достаточном для торможения самолета в случае обнаружения препятствия. Это обеспечивается при углах действия рулежной фары в вертикальной плоскости, равных примерно 22°.

Фара типа МЛРФ-1А (рис. 4.7) состоит из выдвигающейся оптической системы с лампой-фарой, редуктора Р с рычагами для передачи движения, электродвигателя ЭД с фрикционной и электромагнитной ЭММ муфтами и контактного устройства.

Лампа-фара представляет собой стеклянную колбу с профилированной зеркальной задней стенкой. Внутри колбы располагаются посадочная L_1 и рулежная L_2 нити накаливания. Обычно на самолетах устанавливается по две фары, снизу обеих плоскостей. В убранном положении они скрыты в плоскостях.

50 -

При включении АЗС и установке переключателя «Фары» в положение «Посадочное» срабатывают реле IP и

2P. Реле IP своими контактами IP₁ через замкнутые контакты концевого выключателя включает электродвигатель ЭД на выпуск фары, а реле 2P контактами 2P₂ включает посадочную нить Л₂ фары под напряжение (через замкнувшиеся контакты IP₂). Фара выпускается, и при определенном угле выпуска концевой выключатель KB₁ размыкается, выключая питание электродвигателя.

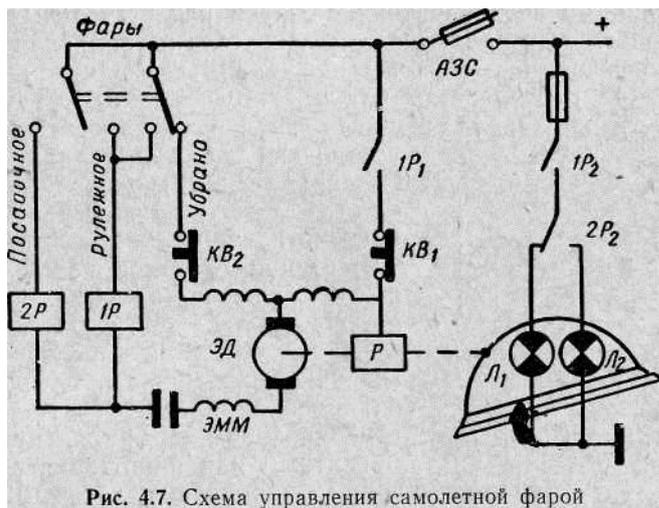


Рис. 4.7. Схема управления самолетной фарой

После посадки переключатель «Фара» следует переставить в положение «Рулежное». При этом реле 2P обесточивается и отключает питание посадочной нити Л₂ и включает рулежную нить Л₁ накаливания лампы-фары, которая обеспечивает освещение полосы руления «малым» светом.

При постановке переключателя «Фары» в положение «Убрано» обесточивается реле IP и выключается питание нити лампы. Одновременно напряжение подается на электродвигатель через обмотку возбуждения, соответствующую уборке фары. После уборки фары концевым выключателем KB₂ электродвигатель выключается.

Номинальная сила света лампы-фары МПРФ-1А при включенной посадочной нити составляет 200 000 св, а при включенной рулежной нити— 15 000 св.

Фара ФРС-200 также является выдвжной и имеет две нити в колбе лампы, но нити рассчитаны на большую мощность. Соответственно и номинальная сила света фары ФРС-200 больше: при включенной посадочной нити составляет 350 000 св, а рулежной— 25 000 св. Конструктивное выполнение и схема включения этой фары отличаются от конструктивного выполнения и схемы Фары МПРФ-1А.

81

Фара ЛФСВ-45 имеет одну нить накаливания в колбе лампы.

Рулежная фара ФР-100 устанавливается обычно на стойке шасси летательного аппарата неподвижно и обеспечивает силу света 15000 св.

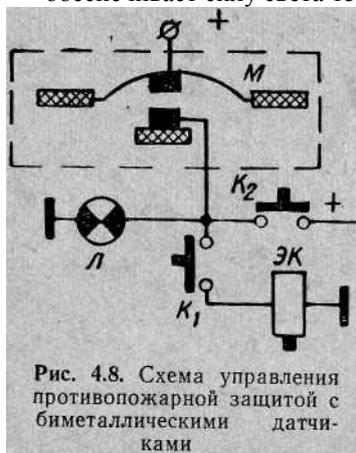


Рис. 4.8. Схема управления противопожарной защитой с биметаллическими датчиками

§ 4.3. ПРОТИВОПОЖАРНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Источниками возникновения пожаров на летательных аппаратах наиболее часто являются авиадвигатели и топливная система. Для обеспечения противопожарной защиты топливной системы надтопливное пространство баков заполняется нейтральным газом. Противопожарная защита авиадвигателей обеспечивается

установкой на летательном аппарате баллонов с огнетушащей жидкостью или газом и датчиков сигналов возникновения пожара.

Датчики сигналов пожара и коллекторы с отверстиями для выхода огнетушащей жидкости располагаются в районе наиболее вероятного места возникновения пожара. Жидкость от баллонов к коллекторам подается по трубопроводам через краны с электромагнитным или пиротехническим приводом, управление которыми может быть или ручным или автоматическим. При ручном управлении кранами датчики пожара замыкают только цепь лампочки сигнализации, а включение электромагнитного крана производится летчиком с помощью кнопки или выключателя. При автоматическом управлении цепи включения электромагнитных кранов замыкаются датчиками сигналов пожара, а на приборной доске загорается лампочка сигнализации пожара.

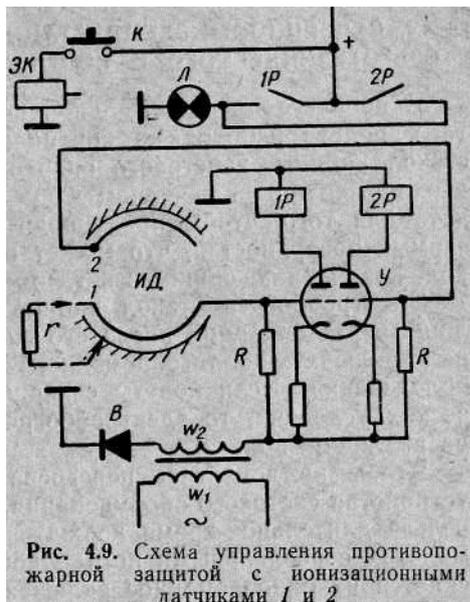
В качестве датчиков пожара применяются биметаллические, термоэлектрические и ионизационные датчики. Наиболее простой является схема противопожарной защиты с биметаллическими датчиками (термоизвещателями), изображенная на рис. 4.8.

Контакты нескольких биметаллических датчиков, установленных на двигателе, соединяются параллельно. Чувствительным элементом каждого термодатчика является биметаллическая вогнутая мембрана *M* с контактом. При определенной температуре она прогибается («вышелкивает») и замыкает цепь электрической лампочки сигнализации пожара. Летчик, нажимая на кнопку *K*, замыкает цепь электрокранов *Ж* (или пироголовок) двух баллонов; углекислотой, которая подается в зону пожара. Кнопка *Сг* служит для проверки исправности лампочки сигнализации.

Недостатком биметаллических термодатчиков является возможность ложных срабатываний из-за вибраций и повышения температуры наружного воздуха. Кроме того, затруднена проверка работоспособности этих датчиков при подготовке авиационной техники к полетам. С этой точки зрения лучшими показателями обладают системы защиты от пожара с термоэлектрическими датчиками, например система СОП-2И.

Термоэлектрические датчики представляют собой термопары, в которых возникает э. д. с. при повышении температуры в местах их установки. Обычно несколько термоэлектрических датчиков соединяется в батарею и к ней подключается реле, включающее лампочку сигнализации при возникновении пожара.

В последние годы все более широкое применение в противопожарном оборудовании самолетов находят ионизационные датчики сигнализации пожара. На рис. 4.9 показан вариант электрической схемы сигнализатора пожара с двумя ионизационными датчиками



ми 1 и 2.

Ионизационный датчик представляет собой, жаростойкую металлическую трубку, устанавливаемую в двигательном отсеке на керамическом изоляторе. Датчики устанавливаются в местах наиболее вероятного появления пламени при пожаре. Расстояние между корпусом самолета и трубкой датчика составляет 15—30 мм.

Оба датчика подключены к цепям сеток двухканального усилителя *У* на двойном триоде. Напряжение на аноды лампы подается от обмотки *w*-2 трансформатора через выпрямитель *В* и обмотки реле *IP* и *2P*.

При отсутствии пожара лампа усилителя закрыта. Если появляется пламя, например в районе расположения датчика 2, то воздушный промежуток датчик — корпус самолета ионизируется и становится электропроводным. По цепи выпрямитель *В* — ионизированный промежуток — сопротивление *R* будет протекать ток. На сопротивлении *R* возникает падение напряжения с положительным потенциалом на сетке. Левая половина лампы усилителя открывается и срабатывает реле *IP*. При этом загорается сигнальная лампочка *Л*. Точно так же работает сигнализатор при появлении пламени в районе

расположения датчика /.

83

При загорании лампочки сигнализации пожара летчик нажимает кнопку *K*, срабатывает электромагнитный кран и огнегасящая жидкость подается к коллекторам тушения пожара.

Достоинством ионизационных датчиков пожара является независимость их работы от температуры двигателя, так как они срабатывают только при наличии пламени.

§ 4.4. ОСОБЕННОСТИ ЭКСПЛУАТАЦИИ ЭЛЕКТРИЧЕСКОГО ОБОГРЕВА, СВЕТОТЕХНИЧЕСКОГО И ПРОТИВОПОЖАРНОГО ОБОРУДОВАНИЯ

В процессе предварительной подготовки летательного аппарата к полету необходимо контролировать величину температуры стекол кабины, хвостового оперения и других обогреваемых поверхностей при включенном электрообогреве. Это необходимо делать для того, чтобы предупредить возможный перегрев обогреваемых поверхностей, что может привести к растрескиванию стекол, короблению обшивки и т. п.

Электрообогрев стекол кабин начинает эффективно работать лишь через 5—6 мин после его включения. Поэтому в полете его надо включать заблаговременно, перед входом в зону возможного обледенения. Если полеты совершаются в сложных метеорологических условиях, то электрообогрев стекол необходимо включать на все время полета.

Чтобы не допустить перегрева ламп и светофильтров, такие устройства светового оборудования, как АНО, фары, строевые огни, нельзя длительное время держать включенными на земле. На самолетах с раздельными посадочной и рулежной фарами не допускается их одновременное включение.

Противопожарное оборудование самолетов предназначено в основном для своевременного обнаружения возникновения пожара, чтобы затем принять меры к его тушению. Поэтому перед полетом необходимо обязательно контролировать исправность лампочек сигнализации пожара, так как их неисправность не позволит вовремя обнаружить возникновение пожара и может привести к катастрофе.

ГЛАВА 5

СИСТЕМЫ ЗАПУСКА И УПРАВЛЕНИЯ РЕЖИМАМИ РАБОТЫ СИЛОВЫХ УСТАНОВОК

§ 5.1. ТРЕБОВАНИЯ К СИСТЕМАМ ЗАПУСКА СИЛОВЫХ УСТАНОВОК И ИХ СОСТАВ

К системам запуска авиационных силовых установок предъявляются следующие специфические требования:

— длительность запуска одного авиадвигателя должна составлять не более 1 мин для бомбардировщиков и 10—25 сек для истребителей;

— автономность запуска, т. е. возможность запуска силовой установки от бортовых источников энергии; требование является обязательным для самолетов-истребителей;

— высокий коэффициент полезного действия системы запуска; это требование вытекает из необходимости автономного запуска от бортовых аккумуляторных батарей;

— возможность запуска на любой высоте полета при случайных самовыключениях авиадвигателя.

Системы запуска современных авиационных силовых установок состоят из следующих основных элементов:

— пусковых топливных устройств (пусковых и подкачивающих электрических насосов, электромагнитных кранов, форсунок), обеспечивающих подачу пускового топлива к пусковым форсункам в период запуска двигателя; если основное топливо подается в двигатель турбоприводным насосом, то до выхода на режим малого газа работает электрический подкачивающий насос, обеспечивая подачу основного топлива к рабочим форсункам;

— системы зажигания топлива;

— стартера, обеспечивающего раскрутку ротора авиадвигателя до определенной скорости вращения;

— системы автоматического управления процессом запуска;

— источника энергии для приведения в действие всех элементов системы запуска.

- В системах запуска самолетных ускорителей, работающих обычно на твердом топливе, стартеры отсутствуют.

В АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЯХ

Классификация и особенности работы систем зажигания. В зависимости от назначения различают пусковые и рабочие системы зажигания. Пусковые системы используются для воспламенения горючей смеси в период запуска, а рабочие — в течение всего времени работы двигателя. Для турбореактивных двигателей необходима только пусковая система зажигания, так как после образования факела пламени горючая смесь непрерывно поступает в уже горящую среду. Для поршневых авиационных двигателей необходимы как пусковая, так и рабочая система зажигания.

На современных самолетах применяют главным образом электрические системы зажигания, в которых воспламенение горючей смеси осуществляется за счет тепловой энергии, выделяющейся при электрическом разряде между электродами специального разрядника, называемого авиационной свечой.

В большинстве случаев на реактивных двигателях применяется метод факельного зажигания, сущность которого заключается в том, что воспламенение основного топлива, впрыскиваемого через рабочие форсунки, производится от специальных запальных устройств (воспламенителей). Запальное устройство располагается вне жаровой трубы и состоит из пусковой форсунки, свечи и электромагнитного клапана. При запуске двигателя открывается электромагнитный клапан и топливо поступает в пусковую форсунку, посредством которой распыляется в газовом потоке. В области распыла расположена свеча, воспламеняющая смесь. Образовавшийся в запальном устройстве факел пламени движется в камеру сгорания, поджигая там струю рабочего топлива, подаваемого через рабочую форсунку. После окончания запуска система зажигания выключается и топливо к пусковой форсунке не подается.

Реактивные авиационные двигатели выполняют либо с запуском на специальном пусковом топливе — авиационном бензине, либо с запуском на рабочем топливе — авиационном керосине. Запуск двигателей на бензине более надежен, но требует отдельной пусковой топливной системы.

Авиационные свечи. В авиационных двигателях применяются или высоковольтные искровые свечи, или низковольтные свечи поверхностного разряда (полупроводниковые и эрозийные). Для зажигания топлива в поршневых авиадвигателях устанавливается обычно по две искровых свечи в каждом из цилиндров. На реактивных двигателях свечами снабжаются две камеры сгорания, а в остальные пламя передается по специальным каналам.

На рис. 5.1 показан разрез искровой свечи поршневого авиадвигателя. Корпус 4 свечи изготавливается из нержавеющей стали и имеет два или три боковых электрода 1. В корпусе помещен керамический изолятор 3, в котором закрепляется центральный электрод 2. Провод высокого напряжения от пусковой катушки присоединяется к контактной головке 7, соединенной через пружину 6

86

и демпфирующее сопротивление 5 с центральным электродом. Демпфирующее сопротивление величиной 1000—2000 Ом служит для уменьшения эрозии (распыления) электродов свечи при искровом разряде. В искровых свечах реактивных двигателей отсутствует нижняя часть корпуса свечи с боковыми электродами. Роль

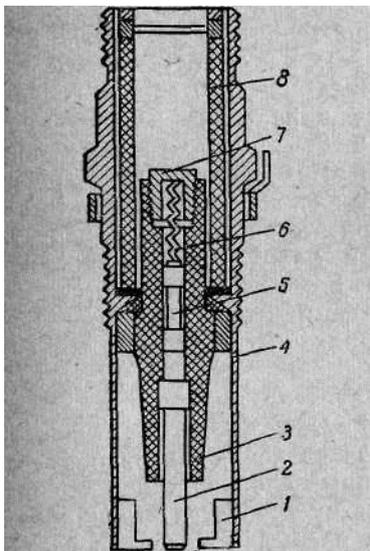


Рис. 5.1. Устройство искровой свечи:

1 — боковые электроды; 2 — центральный электрод; 3 — керамический изолятор; 4 — корпус; 5 — демпфирующее сопротивление; 6 — пружина; 7 — контактная головка; 8 — керамическая трубка

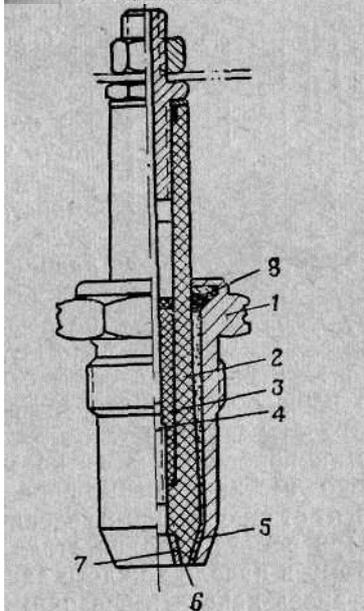


Рис. 5.2. Устройство эрозийной свечи:

1 — корпус; 2 — керамический изолятор; 3 — электропроводный стеклогерметик; 4 — металлический стержень; 5 и 7 — кольцевые электроды; 6 — кольцевой зазор; 8 — термоцемент

боковых электродов выполняют специальные выступы на стенках искрообразовательной полости запального устройства, куда ввертывается свеча. Недостатком искровых свечей является зависимость их работы от окружающих условий и степени загрязнения электродов.

Широкое применение для зажигания топлива в реактивных Двигателях в процессе запуска находят эрозийные свечи, одна из конструкций которых изображена на рис. 5.2. В корпусе / закрепляется керамический изолятор 2. Металлический стержень 4 обеспечивает подвод напряжения к центральному кольцевому серебряному электроду 7. Разряд между кольцевым электродом 5 и электродом 7 идет по поверхности кольцевого зазора 6, образуемого изолятором. Герметичность свечи обеспечивается с помощью



Рис. 5.3. Эквивалентная схема эрозийной свечи:
1, 2, 3 — емкости зерен

термоцемента 8 и электропроводного стеклогерметика 3. На поверхности изолятора нанесен слой зерен серебра (эрозийный слой). Каждую пару зерен можно рассматривать как элементарный конденсатор, обладающий некоторой емкостью. Вследствие неравномерности распределения зерен на поверхности изолятора часть этих емкостей может оказаться соединенной так, как показано,

например, на рис. 5.3.

Очевидно, подведенное к электродам Э свечи напряжение распределится так, что падение напряжения на емкости 2 будет больше, чем на емкостях 1 и 3, а емкость 2 пробивается. Этим самым обеспечивается резкое нарастание напряжения на емкостях 1 и 3, которые также пробиваются, и т. д. Возникает лавинообразный разряд между электродами свечи. Эрозийная пленка при этом испаряется, цепь тока разрывается и разряд прекращается. Но в результате разряда расплывается материал электродов, который осаждается и вновь образует эрозийную пленку на изоляторе. Если напряжение подведено, то снова возникает разряд, и т. д.

Для пробоя промежутка между электродами эрозийной свечи необходимо напряжение порядка 500—1500 в.

Оно практически не зависит от окружающих условий и от загрязнения поверхности свечи. При работе авиадвигателя эрозийный слой частично выгорает, поэтому в начале каждого запуска свечу требуется «тренировать», т. е. вновь наносить эрозийный слой, распыляя материал электродов на поверхность изолятора под действием искровых разрядов. Для этого при запуске система зажигания должна включаться не менее чем за 5 сек до подачи топлива.

Полупроводниковые свечи устроены так же, как и эрозийные, и обладают такими же достоинствами, как и эрозийные. В межэлектродном зазоре такой свечи помещается слой полупроводника, по поверхности которого и происходит мощный электрический разряд. Electroдами здесь служат торцевые части стержня 4 и корпуса 1 (рис. 5.2).

Пусковые катушки. Они предназначены для преобразования постоянного тока низкого напряжения 24 в в переменный ток высокого напряжения, необходимого для образования электрического разряда между электродами свечи.

Пусковая катушка (рис. 5.4) состоит из ферромагнитного открытого сердечника, на котором располагаются первичная обмотка W_1 и одна или две вторичных обмотки w_2 , электромагнитного прерывателя с контактами K и конденсатора C_1 , подключенного параллельно контактам прерывателя. Емкость C_2 в пусковых катушках высоковольтных систем зажигания с искровыми свечами представляет собой емкость проводов вторичной цепи, а в катуш-

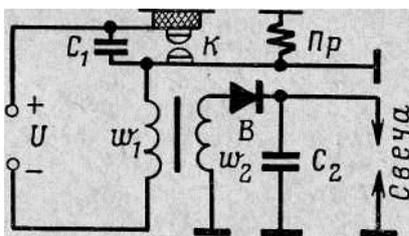


Рис. 5.4. Схема включения пусковой катушки зажигания

как низковольтных систем зажигания образуется емкостью проводов и специальным конденсатором вторичной цепи. Первичные обмотки катушек имеют обычно 200—300 витков. Вторичные обмотки катушек высоковольтных систем зажигания имеют 7000—12 000 витков и развивают напряжение 18 000—20 000 в, а вторичные обмотки катушек низковольтных систем зажигания имеют 1600—3200 витков и развивают напряжение 2000—4000 в.

Работа пусковой катушки заключается в следующем. При включении источника питания через нормально замкнутые контакты K прерывателя и первичную обмотку начинает протекать ток. Когда он достигнет величины, при которой сила электромагнитного притяжения подвижного контакта к сердечнику становится

' больше силы противодействующей пружины P_p , контакты размыкаются. Это вызывает быстрое уменьшение тока в первичной цепи и связанного с ним магнитного потока. В результате во вторичной обмотке w_2 индуцируется э. д. с, величина которой обеспечивает искровой разряд между электродами свечи. С уменьшением тока в обмотке W_1 сила электромагнитного притяжения становится меньше силы пружины и контакты прерывателя вновь замыкаются. Снова начинается нарастание тока в первичной обмотке и весь процесс повторяется до тех пор, пока не будет выключено питание.

Контакты прерывателя размыкаются и замыкаются от 300 до 1000 раз в секунду в зависимости от типа катушки.

При размыкании первичной цепи между контактами K возникает искрение или даже электрическая дуга. Это вызывает эрозию и разрушение контактов. С целью устранения этого недостатка параллельно контактам K подключается конденсатор C_2 .

При большой частоте вибраций контактов (до 1000 $гц$) зазор между электродами свечи к моменту замыкания контактов не успевает деионизироваться. Поэтому возникающая при замыкании контактов э. д. с. вторичной обмотки может оказаться достаточной для пробоя зазора между электродами свечи. Этот разряд имеет малую тепловую мощность и не может обеспечить зажигание топлива. Однако в результате протекания тока зазор между электродами свечи к моменту размыкания контактов не деионизируется. В результате пробивное напряжение свечи уменьшается, а ток I цепи ее электродов возрастает. Это вызывает увеличение падения напряжения на внутреннем сопротивлении обмотки w_2 и, следовательно, уменьшение напряжения U_2 на электродах свечи. Уменьшается количество энергии, выделяющейся в разряде, и ее может оказаться недостаточно для зажигания топлива.

89

Чтобы избежать уменьшения пробивного напряжения свечи, последовательно вторичной обмотке в ряде схем катушек включается выпрямитель. Примером может служить схема катушки КПН-4Б, приведенная на рис. 5.4. Выпрямитель V установлен так, чтобы разорвать цепь тока, возникающего при замыкании контактов. В результате обратный ток не возникает и успевает произойти деионизация межэлектродного зазора свечи.

Если выпрямитель выйдет из строя, то зажигания топлива может не произойти. Это особенно относится к случаю высотного полета, так как при низких давлениях среды деионизация разрядного промежутка еще более затягивается.

Часто отдельные пусковые катушки комплектуются по две в одном блоке. Так, в блоке КПН-4-2К объединены две катушки типа КПН-4Б, каждая из которых работает на свою свечу. В блоке КПН-4-2Р1 две катушки типа КПН-4Б работают параллельно на одну свечу. Мощность разряда здесь значительно увеличена.

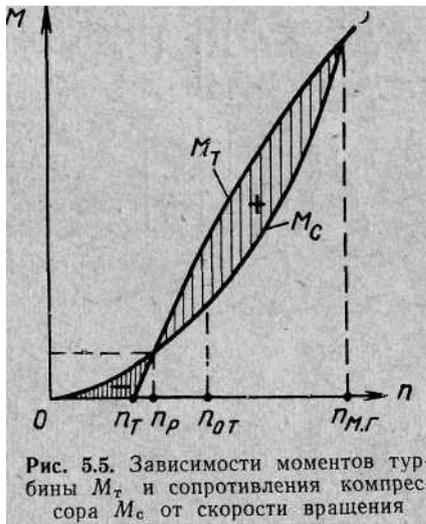
Рассмотренные схемы пусковых катушек не могут обеспечить работу полупроводниковых свечей. Причина этого заключается в том, что на емкости C_2 при работе пусковой катушки ввиду утечки заряда через полупроводник свечи не накапливается достаточного количества энергии, лавинообразный разряд получается слабым и не обеспечивает зажигания топлива. Поэтому последовательно с полупроводниковой свечой устанавливается специальный разрядник (не показанный на рис. 5.4). Когда на емкости C_2 напряжение достигнет расчетного значения, этот разрядник пробивается и напряжение емкости сразу прикладывается к свече.

Особенности эксплуатации систем зажигания. При установке пусковых катушек необходимо обеспечить хороший электрический контакт корпуса с металлическими частями самолета. В процессе эксплуатации надо следить за тем, чтобы жидкости, масло, грязь не попадали на агрегаты зажигания. Необходимо также наблюдать за состоянием и чистотой поверхности контактов прерывателя и в установленные сроки производить регламентные работы. При запусках авиадвигателя допускается пять включений катушки по 45 сек с перерывом между включениями 2 мин. После пяти таких включений необходим перерыв 10 мин.

Авиационные свечи нельзя подвергать ударам, чтобы не вышел из строя керамический изолятор. Нельзя также зачищать или протирать рабочую поверхность эрозийных свечей, так как это приводит к уничтожению металлизированного покрытия изолятора.

§ 5.3. ЭЛЕКТРИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ЗАПУСКОМ СИЛОВЫХ УСТАНОВОК

Методы управления работой стартеров при запуске. Для принудительной раскрутки ротора турбокомпрессора реактивного двигателя при запуске применяются или специальные электродвигатели, называемые стартерами, или стартер-генераторы.



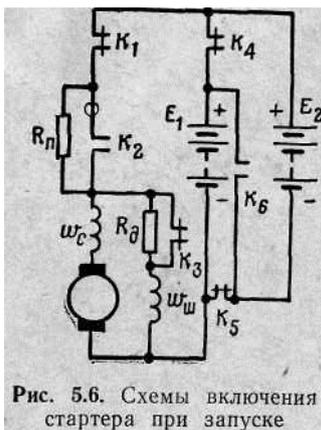
На рис. 5.5 показаны зависимости статического момента сопротивления компрессора M_C и момента вращения турбины M_T в функции скорости вращения n . Из рисунка видно, что процесс запуска авиадвигателя условно можно разделить на три этапа:

1. Раскрутка ротора турбокомпрессора стартером до скорости вращения $n_T = 400-1000$ об/мин, при которой турбина вступает в работу. На этом этапе включается подача пускового топлива, система зажигания и подача рабочего топлива.
2. Раскрутка ротора турбокомпрессора совместно стартером и турбиной от скорости n_T до скорости n_{OT} , при которой стартер отключается от вала турбокомпрессора. При скорости вращения $n = n_p$ вращающий момент турбины равен статическому моменту сопротивления. В дальнейшем момент турбины становится больше момента сопротивления, но стартер продолжает раскручивать ротор, так как избыточный момент турбины мал и при отключенном стартере время достижения двигателем режима малого газа («м.г») будет слишком большим и он может перегреться.
3. На последнем этапе запуска при отключенном стартере производится раскрутка двигателя от n_{OT} до скорости вращения малого газа $n_{M.G}$ за счёт мощности турбины. Обычно для ГТД $n_{om} = (0,7 \dots 0,87)n_{M.G}$. Стартеры для запуска газотурбинных двигателей разделяются на стартеры однокаскадные и двухкаскадные. Однокаскадные стартеры раскручивают непосредственно турбокомпрессор двигателя. Двухкаскадные стартеры состоят из двух последовательно включенных стартеров. Стартер первого каскада служит для запуска стартера второго каскада, который уже раскручивает вал авиадвигателя. Однокаскадные стартеры могут быть электрическими, пороховыми, пневматическими. В двухкаскадных стартерах в первом каскаде обычно используются электрические стартеры, во втором — турбостартеры.

В качестве электрических стартеров применяются стартеры СА-189А, стартеры серии СТ (СТ-2-48, СТ-3П и др.), стартер-генераторы серии ГСР^СТ (ГСР-СТ-6000, ГСР-СТ-12000 и др.), стартер-генераторы серии СТГ (СТГ-18ТБП) и др.

В процессе раскрутки ротора газотурбинного авиадвигателя осуществляется управление режимом работы стартера. При этом различают!

91



— безреостатный пуск стартера, при котором он сразу включается на полное напряжение источника питания;

— пуск со ступенчатым изменением параметров схемы запуска (магнитного потока возбуждения электростартера, напряжения источника питания, пускового сопротивления цепи);
 — пуск с плавным изменением параметров схемы запуска.

По методу безреостатного пуска работают обычно электростартеры небольшой мощности, служащие для запуска турбостартеров в схемах двухкаскадно-го запуска. Во всех других случаях используются два последних метода.

При использовании ступенчатого изменения параметров в процессе запуска различают системы двух-, трех- и четырехступенчатого запуска. В схеме системы с двухступенчатым запуском (рис. 5.6) на первой ступени электродвигатель стартера подключается контактами /С₁ к источнику питания через добавочное сопротивление R_n . Это предохраняет аккумулятор от больших разрядных токов и ограничивает пусковой момент, чем обеспечивается плавное сцепление стартера с валом двигателя без резких ударов. На второй ступени через 1—3 сек сопротивление R_n шунтируется контактами /с₂ и скорость вращения стартера быстро возрастает.

В системах с трех- и четырехступенчатым запуском кроме двух рассмотренных ступеней выполняются третья и четвертая ступени, позволяющие увеличить скорость вращения электродвигателя стартера. На различных типах самолетов эти ступени запуска реализуются по-разному, одним из следующих способов.

1. Уменьшением магнитного потока возбуждения электростартера путем отключения обмотки параллельного возбуждения w_m или включением в ее цепь контактами K^b добавочного сопротивления R_n .
2. Уменьшением магнитного потока возбуждения Электростартера путем шунтирования последовательной обмотки возбуждения w_c (на рис. 5.6 не показано).
3. Увеличением напряжения, подаваемого на электростартер, путем переключения двух источников электроэнергии E_1 и E_2 с параллельного соединения на последовательное, для чего необходимо разомкнуть контакты K_1 и K^b и замкнуть контакты K^c . При этом э. д. с. в цепи питания стартером увеличивается вдвое (с 24 в до 48 в).

Из систем с плавным изменением параметров в процессе запуска находит применение система с плавным уменьшением магнитного потока возбуждения электростартера. В схеме этой си-

92

стемы применяется угольный регулятор тока (РУТ), обеспечивающий увеличение скорости вращения n стартера путем автоматического плавного уменьшения магнитного потока возбуждения Φ при постоянстве тока, потребляемого якорем электродвигателя стартера от источника питания. Упрощенная электрокинематическая схема РУТ показана на рис. 5.7,

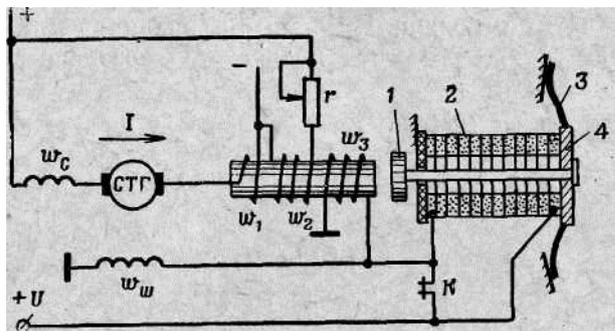


Рис. 5.7. Электрокинематическая схема регулятора тока:
 1 — якорь; 2 — угольный столбик; 3 — пружина; 4 — пластина

В отличие от регулятора напряжения в регуляторе тока пружина 3 не сжимает, а растягивает угольный столбик 2. Если по обмотке w_3 электромагнита регулятора тока протекает ток, то якорь 1 притягивается к сердечнику электромагнита. При этом якорь через пластину 4 преодолевает сопротивление пружины 3, сжимая угольный столбик 2. Чем больше ток в обмотке w_3 , тем меньше величина воздушного зазора между якорем 1 и сердечником электромагнита, тем меньше величина сопротивления угольного столбика.

В момент включения стартера его обмотка возбуждения включена под полное напряжение сети через замкнутые контакты K . При определенной скорости вращения контакты K размыкаются и обмотка подключается последовательно с угольным столбиком. С ростом скорости вращения n уменьшается ток якоря. Но уменьшение тока якоря вызывает уменьшение магнитодвижущей силы обмотки $a > 1$ и угольный столбик под действием пружины 3 разжимается. Сопротивление угольного столбика увеличивается, что приводит к уменьшению тока возбуждения и магнитного потока Φ обмотки w_m . Следовательно, ток якоря возрастет до некоторого заданного значения. Таким образом, при постоянном напряжении источника питания в процессе запуска будет возрастать скорость вращения стартера, а потребляемые им ток и

мощность будут оставаться примерно постоянными.

На сердечнике электромагнита помещены также обмотки w_2 и w_3 . Обмотка w_2 включена на напряжение сети, и ее магнито-

93

движущая сила направлена согласно с магнитодвижущей силой обмотки w_1 . Сопротивление z служит для настройки регулятора на заданное значение тока. Обмотка w_3 является стабилизирующей и обеспечивает жесткую отрицательную обратную связь в регуляторе. Ее магнитодвижущая сила направлена встречно с магнитодвижущей СИЛОЙ ОбмОТОК w_1 и w_2 .

Угольные регуляторы тока применяются в системах запуска авиадвигателей с большим моментом инерции, где в процессе запуска расходуется большое количество электроэнергии.

Следует отметить, что система запуска с плавным изменением параметров (с РУТ) обладает наибольшим коэффициентом полезного действия и малой длительностью процесса запуска, что является ее преимуществом.

Способы управления программой запуска газотурбинных двигателей. Для обеспечения надежного запуска, устранения возможных ошибок и освобождения экипажа от напряженной работы в период пуска все операции по запуску авиационных силовых установок осуществляются автоматически по определенной программе. Для запуска подготовленного двигателя достаточно нажать на кнопку запуска. Управление программой запуска газотурбинных двигателей можно осуществлять:

- в функции времени, когда операции по запуску выполняются через строго определенные интервалы времени;
- в функции скорости вращения авиадвигателя;
- в функции определенной комбинации этих параметров, когда часть операций выполняется в зависимости от времени, а часть — в зависимости от скорости вращения.

Для управления программой запуска в функции времени применяются электродвигательные автоматы времени типа АВП (автомат времени пуска), АВ (автомат времени), ПМ (программный механизм), КАЗ (командный аппарат запуска). Любой из этих автоматов (рис. 5.8) состоит из электродвигателя параллельного возбуждения ЭД небольшой мощности с электромагнитной муф-

94

той ЭМТ и центробежным регулятором скорости вращения ЦР, редуктора Р и набора профилированных дисков Д с контактным устройством. Электродвигатель вращает диски, которые воздействуют в определенные моменты времени на контакты, включая и выключая соответствующие агрегаты системы запуска (катушки зажигания, контакторы переключения режимов работы электростартера и пр.). Автоматы времени обычно размещаются в пусковых коробках и панелях (ПС, ПКС, АПД и др.), в которых монтируются также коммутационные реле, пусковые сопротивления и контакторы.

Управление программой запуска в функции скорости вращения авиадвигателя осуществляется с помощью тахогенераторов, напряжение с которых подается к обмоткам управляющих реле, -центробежных выключателей, реле максимальных оборотов РМО. Эти устройства коммутируют соответствующие электрические цепи при достижении заданных скоростей вращения авиадвигателя. Плавное управление программой запуска осуществляется с помощью рассмотренного выше угольного регулятора тока.

При управлении программой запуска в функции времени и скорости вращения обычно большинство операций выполняется в зависимости от скорости вращения с дублированием по времени.

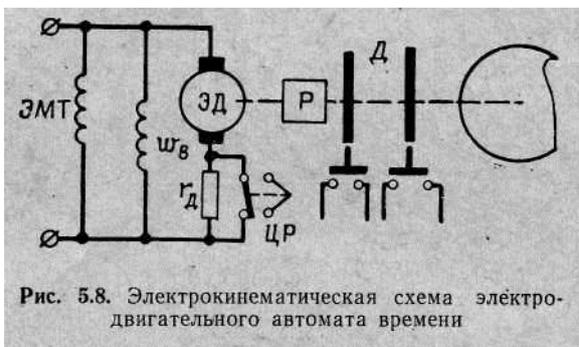
Система управления запуском турбореактивного двигателя с помощью стартер-генератора. Система управления, упрощенная электрическая схема которой показана на рис 5.9, позволяет осуществлять автоматический запуск двигателя на земле и в воздухе, а также холодную прокрутку двигателя. Она состоит из следующих элементов: аккумуляторных батарей A_1 и A_2 , стартер-генератора СТГ, автомата времени АВ, электромагнитных клапанов, контакторов и реле, катушек зажигания К.НА, эрозийных свеч СПН-4, пускового z_n и добавочного $z_{д}$ сопротивлений, кнопки запуска КЗ. Номера реле Р обозначены цифрой перед буквой, а цифра в индексе определяет номер контактной пары данного реле. Микровыключатели автомата времени обозначены буквами АВ с индексами, соответствующими номеру кулачка автомата.

Процесс запуска является четырехступенчатым и осуществляется в функции времени с помощью автомата времени. На конечном этапе процесса запуска применяется также управление по скорости вращения ротора высокого давления двигателя, для чего используются контакты СТ и ВДТ, находящиеся в блоке управления режимами работы двигателя и коммутируемые от центробежного регулятора основного топливного насоса.

Процесс запуска делится на следующие четыре ступени:

1. Источники тока A_1 и A_2 подключаются к стартер-генератору СТГ через пусковое сопротивление z_n .
2. Шунтируется (выключается) пусковое сопротивление.
3. Источники тока A_1 и A_2 переключаются с параллельного на последовательное соединение.

95



4. в цепи обмотки возбуждения СТГ включается добавочное сопротивление. Для удобства чтения схемы контакты одного и того же реле (за редким исключением) располагаются на одной горизонтали. С целью упрощения начертания схемы двойной выключатель 33 — 3В (запуск на земле — запуск в воздухе) изображен дважды.
- Схема обеспечивает запуск авиадвигателя на земле и в воздухе и холодную прокрутку авиадвигателя. Рассмотрим работу схемы.
- Запуск на земле. Для запуска на земле необходимо рычаг управления двигателем (на схеме не показан) установить в положение «Малый газ», а двойной выключатель — в положение «33» (запуск на земле)..
- При нажатии на кнопку КЗ (запуск на земле) питание от двух параллельно включенных аккумуляторов батарей A_1 и A_2 подается через замкнутые контакты AB_2 автомата времени на реле $1P$ и $2P$. Реле $1P$ контактами $1P_1$ включает электродвигатель AB автомата времени, а контактами $1P_2$, $1P_3$ и $1P_4$ подготавливает соответствующие цепи. Контакты $2P_1$ включают в работу пусковой топливный насос $ПН$, а также подают питание на обмотку реле $4P$, которое через контакты $4P_x$ включает пусковые катушки зажигания КНА и лампочку L сигнализации работы системы зажигания. Пусковые катушки осуществляют «тренировку» свечей.
- Электродвигатель AB растормаживается с помощью электромагнитной муфты торможения ЭМТ и вращается с постоянной скоростью. Через t_1 сек замыкается микро-выключатель AB_1 , блокируя кнопку запуска. Через t_2 сек размыкаются нормально замкнутые контакты AB_2 , отключая кнопку запуска от схемы, и замыкаются нормально разомкнутые контакты AB_3 , подавая напряжение на обмотки реле $5P$, $6P$ и контактора $1K$. Реле $5P$ контактами $5P_1$ отключает обмотку возбуждения w_m СТГ от регулятора напряжения, а контактами $5P_2$ включает ее через нормально замкнутые контакты $10P_1$ на напряжение аккумуляторной батареи A . Реле $6P$ своими контактами $6P_1$ разрывает цепь выключателя B генератора, что исключает возможность случайного включения СТГ на сеть во время запуска.
- Контактор $1K$ подключает СТГ через пусковое сопротивление z_a к аккумуляторным батареям, и якорь СТГ начинает медленно вращаться, выбирая люфты в зубчатых зацеплениях и муфте свободного хода.
- Через U сек после начала цикла замыкаются контакты AB_3 , включая реле $7P$ и контактор $2K$. Реле $7P$ размыкает цепь обмотки Доз электромагнита регулятора напряжения, чтобы в последующем она не оказалась включенной на напряжение 48 в. Контакт-96
- р $2K$ своими контактами шунтирует сопротивление r_n . Это вызывает резкое увеличение тока якоря и вращающего момента СТГ.
- Через tt сек после начала цикла замыкаются контакты Лгц, подавая питание на обмотки контакторов $3K$, $4K$, реле $8P$ и на электроклапан ЭКТ пускового топлива двигателя. Пусковое топливо через пусковые форсунки поступает в искрообразовательную полость запального устройства и воспламеняется. Контакторы $3K$ и $4K$ размыкают нормально замкнутые и замыкают нормально разомкнутые контакты, переключая аккумуляторные батареи A_1 и A_2 с параллельного соединения на последовательное.
- Через t_5 сек замыкаются контакты AB_5 и реле $10P$ своими нормально замкнутыми контактами $10P_1$ включает в цепь обмотки возбуждения СТГ добавочное сопротивление z_r . В результате магнитный поток электродвигателя уменьшается, уменьшается проти-воэлектродвижущая сила якоря и ток якоря возрастает. Ввиду увеличения избыточного момента якорь СТГ снова ускоряется. При определенной скорости вращения авиадвигателя замыкаются контакты CT , управляемые от центробежного регулятора топливного насоса двигателя. Тогда реле $9P$ размыкает свои нормально замкнутые контакты $9P_1$, разрывая цепь обмотки $1P$. Контакты этого реле разрывают цепи всех реле и агрегатов запуска. Процесс раскрутки турбокомпрессора стартером прекращается, а электродвигатель AB отработает до исходного положения, когда разомкнутся, контакты AB_1 .
- При малой скорости вращения авиадвигателя его топливный насос не обеспечивает достаточного давления, чтобы создать необходимую подачу топлива через гидросопротивление насоса к форсункам. Поэтому контактами CT включается также под напряжение электроклапан ЭКДП

дополнительного питания топливом рабочих форсунок авиадвигателя, который открывает обводной канал, подающий топливо от насоса, помимо указанного гидросопротивления.

Когда скорость вращения двигателя возрастает до заданного значения, контакты *ВДТ* разрывают цепь обмотки реле *8P*. При этом контакты *8P_x* размыкают цепь клапана ЭКДП и обводной канал, насоса закрывается.

Процесс раскрутки турбокомпрессора может окончиться до замыкания контактов *AB₅*, если его скорость вращения быстро возрастет и контакты *СТ* замкнутся раньше, чем *AB₅*. В этом случае четвертая ступень запуска будет отсутствовать.

После запуска СТГ переходит в генераторный режим работы, на его клеммах появляется напряжение.

При этом срабатывает Реле *P_r* и своими контактами отключает пусковую кнопку, не допуская возможности включения запуска при работе СТГ в геке-Роторном режиме..

t

4—2891

97

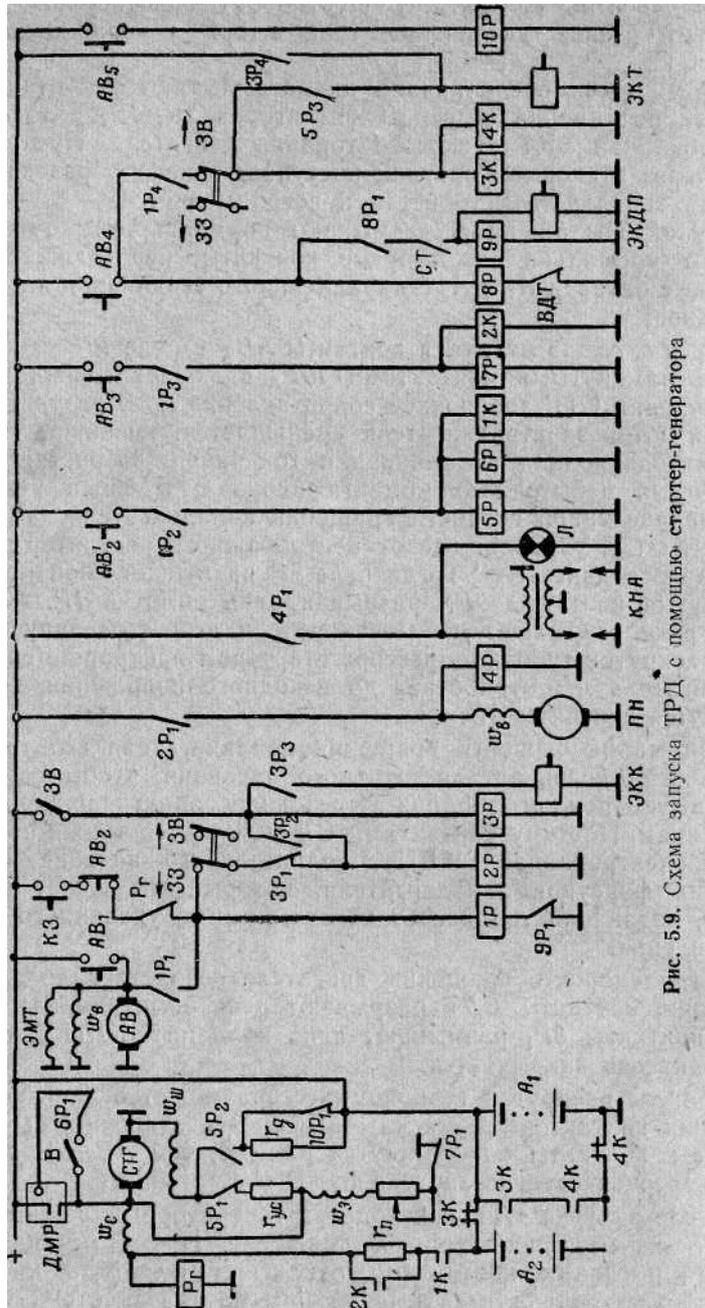


Рис. 5.9. Схема запуска ТРД с помощью стартер-генератора

98

Запуск в воздухе. Для запуска в воздухе двойной выключатель ставится в положение «ЗВ» и включается выключатель «ЗВ» (запуск в воздухе). При этом включаются реле *3P*, *2P*, *4P*, пусковой насос *ПН*, электроклапан *ЭКТ* и катушка зажигания. Автомат времени не работает. Ротор турбокомпрессора вращается за счет авторотации. Электроклапан *ЭК.К* включает подачу кислорода к пусковым блокам. Запуск

оканчивается после выключения выключателя «ЗВ».

Холодная прокрутка авиадвигателя. Для холодной прокрутки авиадвигателя двубоенный переключатель ставится в положение «ЗВ» (запуск в воздухе) и нажимается кнопка КЗ (запуск на земле). В этом случае будут работать автомат времени и электростартер. Топливо в авиадвигатель не подается, зажигание выключено.

Система управления запуском турбореактивного двигателя с помощью турбостартера. Возможный вариант упрощенной электрической схемы запуска ГТД с помощью турбостартера показан на рис. 5.10. Схема предусматривает запуск на земле, запуск в воздухе, холодную прокрутку турбостартера и холодную прокрутку авиадвигателя. В состав системы запуска входит электрический стартер небольшой мощности, турбостартер, пусковые агрегаты зажигания и топливной системы, расположенные в коробке управления АПД, автомат времени АВ с микровыключателями и другая аппаратура автоматики управления. Система запуска является двухкаскадной: с помощью электрического стартера запускается турбостартер, а затем с помощью турбостартера запускается авиадвигатель.

Турбостартер представляет собой небольшой двухвальный ГТД с двумя газодинамически связанными турбинами. Одна турбина служит для вращения компрессора турбостартера, а другая (стартовая)—для вращения турбокомпрессора авиадвигателя. Максимальная скорость вращения турбостартера достигает 56000 об/мин .

При запуске первая турбина турбостартера быстро достигает рабочей скорости вращения, остающейся затем постоянной, а стартовая турбина увеличивает свою скорость вращения постепенно. Соединение стартовой турбины с авиадвигателем осуществляется через редуктор и механизм сцепления. Работа турбостартера обеспечивается топливо-масляным насосом, подающим топливо к пусковым и рабочим форсункам. Выходное сопло турбостартера перекрывается заслонкой, перемещаемой электромеханизмом МЗК.

В качестве электрического стартера используется электродвигатель постоянного тока последовательного возбуждения с максимальной скоростью вращения 20000 об/мин .

Запуск на земле. Для запуска двигателя на земле необходимо выполнить ряд подготовительных операций:

1. Установить рычаг управлеш*». двигателем (РУД) в положение «Стоп»,
4* . 99
2. Включить АЗС «Запуск», установить трехпозиционный переключатель «Я» в положение «Запуск двигателя».
3. Включить АЗС «Автоматика двигателя» и выключатель «Основная автоматика двигателя» (на рис. 5.10 не показаны). Через них питание поступает на электрогидравлические краны агрегата управления компрессором АУК, обеспечивая открытие створок реактивного сопла (РС), лент перепуска и соответствующий поворот лопаток направляющего аппарата компрессора.
4. Включить АЗС «Приборы контроля», что обеспечит подачу напряжения к лампочкам сигнализации положения створок реактивного сопла и положения лопаток направляющего аппарата.

При нажатии кнопки «Запуск» срабатывает реле IP . После отпускания кнопки через $1—2 \text{ сек}$ обмотка реле IP самоблокируется через контакты IP_1 . Через замкнутые контакты IP_2 включается реле $2P$, которое блокируется через свои контакты $2P_1$, а контактами $2P_3$ включает механизм открытия заслонки турбостартера МЗС. Заслонка выхлопной трубы турбостартера открывается, и в крайнем положении механизм МЗС выключается концевым выключателем $2KB$. Одновременно замыкаются контакты концевого выключателя $3KB$, подавая напряжение на обмотку реле $4P$. При замыкании контактов $1P_2$ срабатывает реле $3P$ и контактами $3P_1$ ■ разрывает цепь питания контактора $3K$ включения топливо-масляного насоса ТНС и электрокрана подачи топлива в турбостартер ЭКТТ до тех пор, пока давление воздуха за компрессором турбостартера не достигает величины $0,04 \text{ кг/см}^2$.

Контактами $4P_1$ и $4P_2$ включается питание программного механизма автомата времени АВ, а контактами $4P_3$ разрывается цепь кнопки «Запуск».

Через 1 сек от момента начала работы автомата времени АВ замыкаются контакты AB_2 , включая реле $5P$ и контактор $1K$. Через контакты $1K$ включается электростартер СТ, а через контакты $5P_1$ включается контактор $2K$. Контактными этого контактора замыкается цепь катушки зажигания КПМ турбостартера.

Через 3 сек замыкается микровыключатель AB_3 , осуществляя блокировку питания обмотки реле $4P$.

По мере раскрутки ротора турбостартера электростартером давление за компрессором турбостартера увеличивается. Когда давление достигает величины $0,04 \text{ кг/см}^2$, срабатывает сигнализатор СД и обесточивает цепь обмотки реле $3P$. Контакты $3P_1$ замыкаются и подготавливают цепь включения контактора $3K$.

Через 4 сек замкнутся контакты $ЛВ_4$ и включат обмотку реле $6P$. Контактными $6P_1$ включается питание обмотки контактора $3K$, при этом замыкаются контакты $3K_1$ и подается напряжение на электродвигатель

насоса регулятора ТНС и электроклапан ЭКТТ подачи топлива в турбостартерф.

Через контакты $6P_2$ подается питание на обмотки контактора $4K$ и реле $7P$. Контактор $4K$ обеспечивает включение пусковой катушки зажигания КПП и насоса пускового топлива двигателя,

100

а реле $7P$ подготавливает цепь включения электроклапана кислородной подпитки ЭКК.

Клапаны ЭКТ и ЭКК срабатывают после обесточивания обмотки реле $5P$ и замыкания контактов $5P_3$. Цепь обмотки реле $5P$ разрывается или при размыкании контактов $ЦВЭ$ электростартера при скорости вращения $19\ 000\ об/мин$, или по истечении $10\ сек$ при размыкании микровыключателя AB_2 автомата времени.

В момент начала раскрутки ротора двигателя турбостартером ■ (стрелка тахометра сместится с нулевой отметки шкалы) необходимо РУД поставить в положение «Малый газ», что обеспечивает открытие обводного канала регулятора топлива.

Через $15\ сек$ разомкнутся контакты микровыключателя AB^{\wedge} . Этим обесточится обмотка реле $8P$ и прекратится подача кислорода в запальное устройство.

По мере увеличения скорости вращения ротора двигателя увеличивается давление воздуха за его компрессором, которое подводится к автомату запуска основного топливного насоса. Клапан канала перепуска топлива все больше прикрывается и уменьшает слив топлива. Происходит непрерывное увеличение подачи топлива к форсункам до тех пор, пока двигатель не выйдет на режим малого газа.

По достижении двигателем скорости вращения $2800\ об/мин$ размыкаются контакты $ЦВТ$ турбостартера, вследствие чего реле IP отключается, обеспечивая выключение всех элементов и агрегатов системы запуска, кроме автомата времени и реле $2P$. Если по какой-либо причине контакты $ЦВТ$ не разомкнутся, то отключение реле IP произойдет через $57\ сек$ ввиду размыкания контактов микровыключателя AB .

При заданном значении степени сжатия компрессора замыкаются контакты датчика степени сжатия ДСС-1 и включается цепь питания обмотки реле $19P$ (ДСС-1 и реле $19P$ на рис. 5.10 не показаны). В результате контакты $19P$ обесточивают обмотку реле $2P$ и заслонка выхлопной трубы турбостартера закрывается. При этом концевые выключатели механизма МЗС займут исходное положение.

Прекращение запуска в любой момент времени осуществляется нажатием на кнопку «Стоп».

Запуск в воздухе. Перед началом запуска в воздухе РУД ставится в положение «Стоп». Трехпозиционный переключатель «Я» при запуске в воздухе может находиться в любом положении. АЗС «Запуск» должен быть включен.

При нажатии на кнопку «Запуск в воздухе» срабатывает реле «в» и через контакты P_6 самоблокируется.

Контактами P_6 включается реле $4P$ пуска автомата времени, а контактами P_6 — катушка зажигания КПП, клапан ЭКТ и клапан ЭКК кислородной подпитки. После отпускания кнопки «Запуск в воздухе» необходимо РУД поставить на упор «Малый газ»,

101

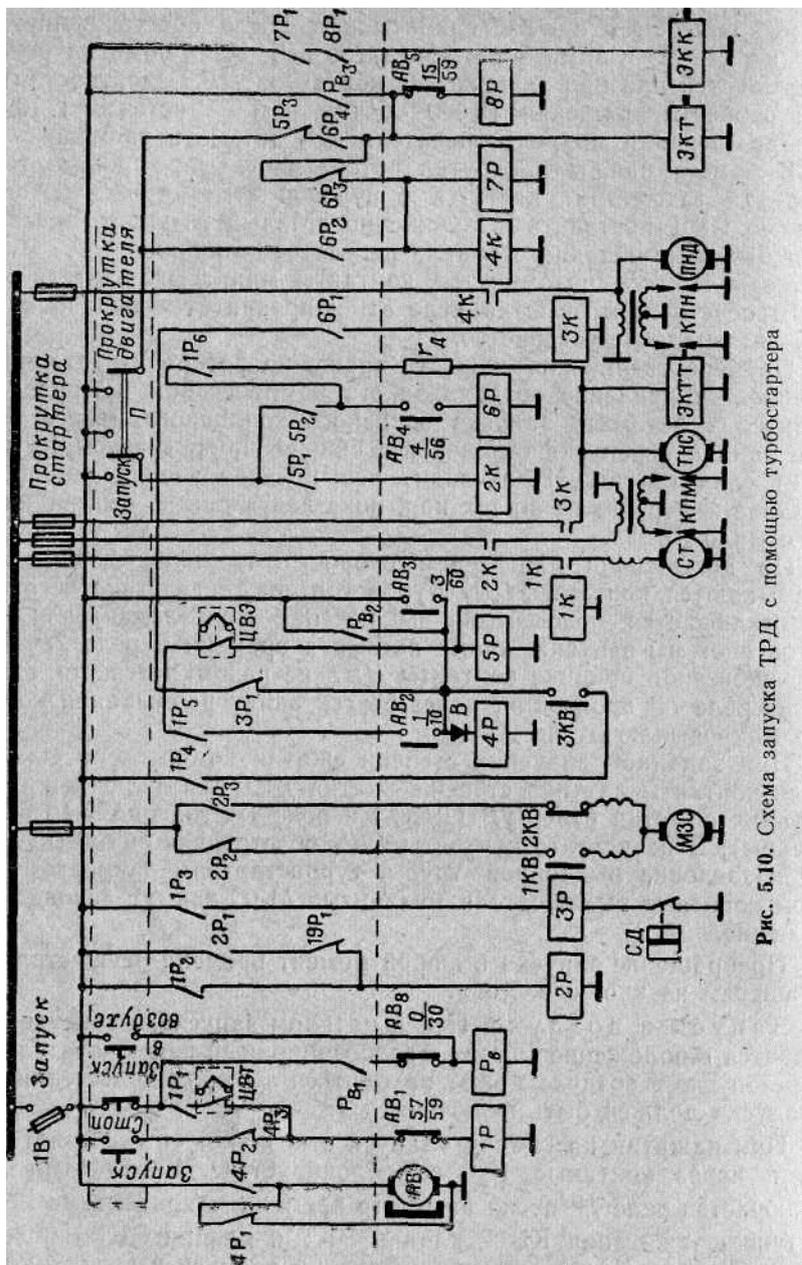


Рис. 5.10. Схема запуска ТРД с помощью турбостартера

Через 15 сек от начала работы автомата времени разомкнутся контакты AB_7 , реле $8P$ обесточится и цепь питания клапана кислородной подпитки ЭКК разомкнётся.

Через ,30 сек размыкаются контакты AB_5 , реле P_6 отключается и, следовательно, прекращается работа катушки зажигания КПН и выключается клапан подачи пускового топлива ЭКХ. Автомат времени через контакты AB_3 доработывает до исходного положения. Контроль за процессом запуска в воздухе осуществляется по показаниям указателей тахометра и температуры газов за турбиной двигателя.

Холодная прокрутка двигателя. При холодной прокрутке работа автоматики запуска аналогична запуску двигателя на земле. Отличие состоит в том, что при раскрутке ротора двигателя пусковая катушка КПН не включается и топливо (пусковое и основное) в камеры сгорания двигателя не подается.

Для холодной прокрутки «переключатель «Я» устанавливается в положение «Прокрутка двигателя», что приводит к размыканию электрических цепей контактора $4K$ и реле $7P$ и $8P$. При холодной прокрутке двигателя РУД устанавливается в положение «Стоп».

Холодная прокрутка турбостартера. Холодная прокрутка турбостартера состоит в том, что с помощью электростартера раскручивается его ротор до определенной скорости вращения. При этом топливо в турбостартер не подается и зажигание не включается.

Для холодной прокрутки турбостартера трехпозиционный переключатель «Я» устанавливается в положение «Холодная прокрутка стартера» и нажимается кнопка «Запуск». Автомат времени в процессе холодной прокрутки турбостартера работает так же, как и при запуске двигателя на земле.

§ 5.4. ЭЛЕКТРИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ РЕЖИМАМИ РАБОТЫ АВИАЦИОННЫХ СИЛОВЫХ УСТАНОВОК

Под режимом работы авиационной силовой установки понимается такая работа, при которой авиадвигатель развивает определенный уровень тяги (мощности). Существует несколько режимов работы авиационных силовых установок: режим малого газа, номинальный, максимальный, форсажные режимы. Управление этими режимами автоматизировано и осуществляется с помощью регулирования подачи топлива, поворота лопаток направляющего аппарата компрессора, открытия и закрытия лент перепуска за определенными ступенями компрессора, изменения площади выходного сечения реактивного сопла.

Системы управления режимами обычно представляют собой сочетание электрических, пневматических и гидравлических устройств. При этом в большинстве случаев электрические и пневматические устройства осуществляют функцию управления и уси-

103

ления сигналов управления, а гидравлические — функции усилительных и исполнительных устройств.

В электрические системы управления режимами входят автоматы времени, датчики степени сжатия, датчики и сигнализаторы давлений и разрежений, электромагнитные краны, клапаны и реле, потенциометры и др.

В зависимости от способа воздействия на величину тяги при форсажном режиме работы авиадвигателя различают системы управления тягой с изменяемой геометрией реактивного сопла и системы управления тягой с неизменной геометрией реактивного сопла. В первом случае управление величиной тяги осуществляется воздействием на величину площади сечения реактивного сопла при максимальной скорости вращения турбокомпрессора ГТД, а во втором случае — воздействием на величину скорости вращения турбокомпрессора при максимальной площади сечения реактивного сопла. В учебнике в качестве примера рассматривается только система первого вида.

Электрическая система управления тягой на форсажном режиме ГТД с изменяемой геометрией реактивного сопла. Вариант схемы электрической системы управления тягой на форсажном режиме ГТД с изменяемой геометрией реактивного сопла показан на рис. 5.11. Эта схема обеспечивает автоматическое выполнение следующих операций:

- закрытие створок реактивного сопла при достижении турбокомпрессором определенной скорости вращения;
- гистерезис (запаздывание) по скорости вращения турбокомпрессора в закрытии и открытии створок реактивного сопла после запуска авиадвигателя;
- включение форсажного режима только после того, как скорость вращения турбокомпрессора достигнет максимальной величины;
- обеспечение необходимых задержек во времени открытия створок реактивного сопла и подачи топлива в форсажную камеру;
- плавное изменение величины тяги на форсаже от минимального до максимального значения при изменении положения РУД;
- аварийное включение и выключение полного форсажа при отказе системы плавного регулирования тяги.

В схему входят следующие основные узлы: блок управления БУ-4Б, пульт управления режимами тяги ПУРТ, коробка автоматики форсажа К.АФ, коробка выдачи сигналов КВС, датчик реостатный ДР, датчик обратной связи ДОС, гидроагрегат управления створками сопла ГА-164М, электроклапаны ЭТК топливных карбюраторов, пусковая катушка КНАФ форсажной камеры, электроклапан ЭКС стравливания воздуха.

Схема работает следующим образом. Перед запуском авиадвигателя включают АЗС «Форсаж», который подводит напряжение к схеме управления. При этом срабатывает реле IP , которое контак-

104

тами IP_1 выключает ЭКСМ, а контактами IP_2 — электрогидрокран ЭКСФ постановки створок в форсажное положение. Обычно в это положение створки устанавливаются уже при выключении двигателя. С увеличением скорости вращения авиадвигателя (при запуске после запуска) центробежный маятник топливного насоса-регулятора увеличивает угол поворота оси блока управления БУ-4Б, на которой закреплены кулачковые шайбы, обеспечивающие последовательное срабатывание микровыключателей CT , $ВДТ$, $БФО_1$, $БФО_2$ (при скоростях вращения, равных соответственно n_1 , n_2).

При скорости n_3 замыкаются контакты $БФО_3$, что пока не вызывает изменений в схеме. При скорости n_4 замыкаются контакты $БФО_4$, включая реле $2P$, которое самоблокируется через контакты $БФО_1$ и $2P_2$. Контакты $2P_1$ размыкаются и выключают реле IP . Последнее контактами IP_2 обесточивает ЭКСФ, а контактами IP_1 включает ЭКСМ. Створки реактивного сопла закрываются — устанавливаются в положение «Максимальное». В этом положении они остаются до включения форсажного режима. Наличие двух микровыключателей $БФО_3$ и $БФО_4$ обеспечивает гистерезис в открытии и закрытии створок

реактивного сопла по скорости вращения авиадвигателя.

Размыкание контактов $БФО_2$ при скорости $n < n_4$ не вызывает открытия створок сопла. Лишь при $n < n_3$, когда разомкнутся контакты $БФО_1$, створки сопла откроются. Таким образом, створки закрываются при скорости n_4 , а открываются при $n_3 < n_4$.

Когда скорость вращения ротора турбокомпрессора становится близка к максимальной («с»), замыкаются контакты $ГЗ$ гидрозамедлителя топливного насоса-регулятора. Гидрозамедлитель служит для обеспечения определенной скорости увеличения подачи топлива в камеры сгорания авиадвигателя в соответствии со скоростью его вращения и независимо от скорости перемещения РУД, т. е. для обеспечения подачи топлива в соответствии с приемистостью двигателя (при перемещении штока гидрозамедлителя в крайнее положение замыкаются контакты $ГЗ$).

Через контакты $ГЗ$ подается напряжение на ПУРТ. Теперь возможно включение форсажного режима. При постановке РУД в положение «Максимальное» замыкаются контакты микровыключателя ПК ПУРТ (кулачковые шайбы $ПК, БФС, Ч, Ф$ закреплены на одной оси, жестко связанной с РУД). Через контакты $ПК$ включается реле $ЗР$, которое контактами $ЗР_1$ блокирует контакты $ГЗ$. Эта блокировка необходима на случай, если в момент включения Форсажа скорость вращения турбокомпрессора уменьшится: без блокировки контакты $ГЗ$ могут разомкнуться и выключить форсаж.

В момент включения форсажа могут происходить значительные изменения температуры на турбине, что может вызвать или погасание лопаток турбины (при чрезмерном увеличении температуры), или снижение тяги (при значительном уменьшении температуры).

Для устранения этих явлений необходимо определенным образом согласовать моменты открытия створок реактивного сопла и подачи топлива в форсажную камеру. При этом если увеличить задержку во времени подачи топлива, то температура на турбине уменьшится, а если увеличить задержку во времени открытия створок сопла, то температура на турбине возрастет.

Требуемое соответствие моментов открытия створок и подачи топлива обеспечивается с помощью релейного автомата времени. Он состоит из четырех реле времени: $1РВ, 2РВ, 3РВ, 4РВ$, контакты которых имеют выдержки времени на размыкание (после выключения обмотки реле), равные 0,5 сек.

При замкнутых контактах $4Р_2$ замкнуты контакты $1РВ — 4РВ$. Через контакты выключателей $А — Е$, которые замкнуты перемычками, напряжение поступает на реле $С$ (створки) и q (топливо). На схеме цифрами 0,5; 1; 1,5; 2 отмечено время в секундах, через которое в этих точках снимается напряжение с момента размыкания контактов $4Р_2$. Если, например, замкнуты контакты $Д$ и $Г$, то напряжение снимется с реле $С$ через 1 сек, а с реле q через 1,5 сек.

В момент включения АЗС «Форсаж» через контакты $4Р_2$ последовательно срабатывают реле $1РВ — 4РВ$ автомата времени, подавая напряжение на реле $С$ и q через те из выключателей $А — Е$, которые замкнуты для обеспечения необходимых задержек времени. Контакты реле $С$ и q размыкаются.

При установке РУД в положение «Минимальный форсаж» замыкаются контакты $БФС$ ПУРТ, включающие реле $4Р$. Его контактами $4Р_2$ включается в работу автомат времени, а контактами $4Р_1$ подается напряжение на реле $8Р$. Контакты $8Р_1$ включают электроклапаны ЭКТК пусковых топливных карбюраторов и пусковую катушку КНАФ зажигания форсажной камеры. В запальном устройстве создается пусковой факел пламени.

Через заданные выдержки времени замыкаются контакты q и $С$, реле q и $С$, включая реле $6Р$ и $7Р$. Контакты $6Р_1$ дополнительно размыкают цепь обмотки реле $1Р$, а контакты $6Р_2$ включают электроклапан ЭКНР подачи топлива в коллектор форсажной камеры от форсажного насоса-регулятора и лампочку сигнализации «Форсаж включен». Контакты $7Р_1$ снимают напряжение с ЭКСМ, а контакты $7Р_2$ включают реле $9Р$, контакты $9Р_1$ замыкаются и напряжение подается на мостовую схему управления тягой на форсажном режиме. Поскольку щетка потенциометра обратной связи (ДОС) находится в крайнем положении, соответствующем минимальному сечению сопла, а щетка потенциометра-датчика ДР переведена с помощью РУД в положение форсажа, то мостик оказывается разбалансированным. Поляризованное реле $1Р$ замыкает контактами $1Р_1$ цепь обмотки реле $12Р$. Контакты $12Р_1$ замыкаются и включают электрогидрокран ЭКСФ, который открывает соответствующую магистраль подачи гидросмеси к сервомеханизму. Последний открывает створки сопла и одновременно

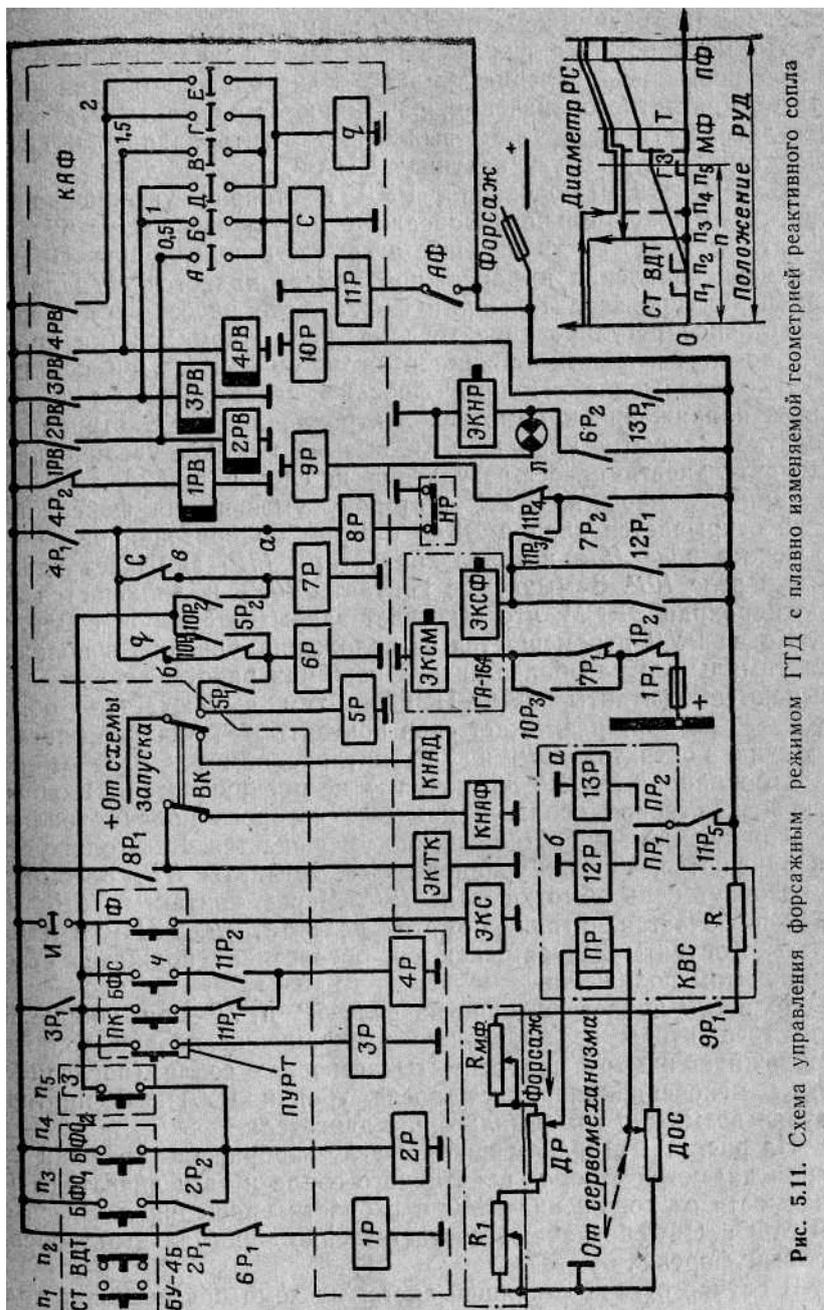


Рис. 5.11. Схема управления форсажным режимом ГТД с плавной изменяемой геометрией реактивного сопла

107

перемещает щетку ДОС, уравнивая мостиковую схему. В равновесном положении контакты $ПР_x$ размыкаются.

По мере розжига форсажной камеры форсажный насос-регулятор повышает давление топлива. Как только это давление достигнет расчетного значения, размыкаются контакты $НР$ насоса-регулятора. Тогда реле $8P$ выключает электроклапан ЭКТК карбюратора и пусковую катушку КНАФ.

С изменением положения РУД в сторону увеличения тяги вплоть до максимального форсажа с мостиковой схемы будет выдаваться сигнал на дальнейшее открытие створок сопла. При этом изменение давления в форсажной камере является сигналом для изменения производительности форсажного насоса-регулятора.

Плавное регулирование тяги на форсажном режиме происходит до момента замыкания контактов Φ ПУРТ. При постановке РУД в положение «Полный форсаж» через контакты Φ подводится напряжение к обмотке электроклапана ЭКС стравливания воздуха. Закрытие клапана ЭКС вызывает резкое увеличение производительности насоса-регулятора и, следовательно, тяги.

При перемещении РУД в сторону уменьшения форсажа сначала открывается клапан ЭКС, а затем поляризованное реле $ПР$ включает реле $13P$, которое контактами $13P/$ замыкает цепь обмотки реле $ЮР$. Замыкаются контакты $ЮР_3$ и включается элек-трогидрокрaн ЭКСМ, что вызывает закрытие створок сопла.

Когда РУД перемещается из положения форсажа в положение максимального или более низких режимов

работы двигателя, размыкаются контакты $B\Phi C$ ПУРТ. Этим выключается обмотка реле $4P$, которое размыкает свои контакты $4P$. Однако благодаря наличию контактов $i2.P_1$ и $10P_2$ питание обмоток реле $6P$ и $7P$, электроклапана ЭКНР, лампочки L не прекращается. Происходит закрытие створок сопла, в процессе которого подача топлива в форсажную камеру соответственно уменьшается. Как только створки закроются, мостик уравнивается, контакты $11P_2$ разомкнутся и разорвут цепь обмотки реле $ЮР$. Через контакты $ЮР_u$, $ЮР_2$, $ЮР_3$ включается питание обмоток реле $6P$, $7P$, ЭКНР и лампочки L . Контакты $7P_x$ замыкаются, обеспечивая поджатие створок в закрытом положении.

Реле $ЮР$ подает питание на реле $6P$ и $7P$ при уборке РУД для того, чтобы не произошло прекращения подачи топлива в форсажную камеру при открытых створках сопла (последние не могут мгновенно закрыться после уборки РУД). В противном случае возможно самовыключение двигателя.

На рис. 5.11 в правом нижнем углу изображены графики изменения диаметра створок реактивного сопла и тяги двигателя в зависимости от положения РУД и скорости вращения n . Здесь буквы МФ и ПФ обозначают соответственно минимальный форсаж и полный форсаж.

В случае отказа следящей системы схема обеспечивает только возможность включения полного форсажа. С этой целью замыка-

108

ю1хя контакты $A\Phi$ аварийного включения форсажа. При этом реле $ИР$ размыкает нормально замкнутые контакты $11P$, $ИРi$, $ЦРb$ и замыкает нормально разомкнутые контакты $ИР2$ и $11P_2$. Теперь напряжение отключено от мостиковой схемы и от поляризованного реле.

На обмотку реле $4P$ напряжение будет подводиться только при замыкании контактов 4 ПУРТ при установке РУД в положение «Полный форсаж». Этим включается в работу автомат времени, электроклапан ЭКТ и катушка зажигания КНАФ. Далее розжиг форсажной камеры происходит так же, как и при включении регулируемого форсажа. Только при включении реле $7P$ через контакты $7P_2$ напряжение непрерывно подводится к обмотке ЭКСФ, в результате чего створки сразу открываются полностью.

Следует отметить, что при выключении форсажа (после его включения аварийно) сразу прекращается подача топлива в форсажную камеру (еще при открытых створках сопла). Это часто вызывает самовыключение двигателя. Поэтому в некоторых схемах управления аварийное включение форсажа вообще не предусматривается (отсутствуют выключатель $A\Phi$ и реле $ИР$).

В схеме на рис. 5.11 имеется выключатель BK , которым при консервации двигателя отключаются пусковые катушки КНАФ форсажной камеры и КНАД камер сгорания двигателя. Выключателем $И$ можно заблокировать контакты $B\Phi O_u$, $B\Phi O_2$ и $ГЗ$ при проверке работы системы на земле без запуска авиадвигателя.

Особенности эксплуатации систем запуска и управления режимами силовых установок.

Электрические стартеры и стартер-генераторы потребляют большие токи, поэтому запуск авиадвигателей следует производить от аэродромных источников питания. При необходимости можно запускать авиадвигатели и от бортовых аккумуляторных батарей, которые должны быть полностью заряженными. При этом не допускается более двух-трех попыток автономного запуска, иначе бортовые аккумуляторные батареи окажутся разряженными и непригодными для полета. При запуске двигателей многомоторных самолетов от аккумуляторных батарей запускается один двигатель. При запуске остальных питание стартера осуществляется от аккумуляторов и генератора работающего двигателя.

Если запуск не состоялся, то повторный запуск можно производить только после холодной прокрутки турбокомпрессора двигателя, так как включение зажигания при повторном запуске может вызвать взрыв паров топлива, скопившихся в камере сгорания.

Повторное включение форсажного режима можно производить только после охлаждения форсажной камеры на номинальном ре-Жиме работы двигателя в течение определенного времени.

В системах управления режимами ГТД с изменяемой геометрией реактивного сопла возможны обрывы сопротивлений мостиковой схемы. В результате нарушается равновесие мостиковой

109

схемы и при постановке РУД в любое из форсажных положений происходит сразу включение полного форсажа или же форсаж совсем не включается.

Если при включенном форсаже произойдет обрыв цепи поляризованного реле (нарушится контакт щеток потенциометров ДОС или ДР), то форсаж становится нерегулируемым. В этом случае следует включить форсаж аварийно или же выключить его переводом РУД в дофорсажное положение.

§ 5.5. ЭЛЕКТРИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ВХОДНЫМИ

УСТРОЙСТВАМИ ВОЗДУХОЗАБОРНИКОВ РЕАКТИВНЫХ

ДВИГАТЕЛЕЙ

Способы управления входными устройствами воздухозаборников. Для обеспечения устойчивой и эффективной работы входного устройства необходимо регулировать воздухозаборник. Осуществляется это обычно автоматическим перемещением управляемого конуса ИЛИ клина входного устройства и перепуском воздуха в атмосферу. Перемещением конуса обеспечивается нужная стабилизация положения скачков уплотнения во входном устройстве и потребное изменение площади его сечения при изменении производительности компрессора.

С увеличением числа M полета или с уменьшением скорости вращения компрессора уменьшается степень сжатия π_k и величина расхода воздуха в компрессоре. Поэтому замыкающий прямой скачок уплотнения в канале входного устройства перемещается к его входу, оно начинает Переполняться воздухом. При больших числах M этот скачок выходит из канала воздухозаборника и вызывает явление помпажа входного устройства. Для устранения этого необходимо уменьшить сечение входного устройства, для «чего конус или клин нужно выдвинуть вперед.

При уменьшении числа M полета или увеличении скорости вращения компрессора степень сжатия и расход воздуха в компрессоре возрастают. Замыкающий скачок уплотнения перемещается по потоку ближе к компрессору. Это может привести к срыву потока в канале и высокочастотным колебаниям входного устройства (явление «зуда»). Для предотвращения указанной неустойчивости конус (клин) нужно убирать.

При большом диапазоне изменения сверхзвуковых скоростей полета регулирования положения конуса (клина) может оказаться недостаточно для обеспечения устойчивой работы входного устройства. В этом случае применяется дополнительное средство — противоположные створки, т. е. створки перепуска воздуха из воздухозаборника в атмосферу.

Изменение положений конуса и створок перепуска воздуха может быть ступенчатым или плавным. В первом случае соотношение между расходом воздуха в двигателе и пропускной способностью входного устройства является оптимальным лишь на не-

110

колько режимов (по числу фиксированных положений конуса). Во втором случае оптимальное соотношение поддерживается на всех режимах и входное устройство является всережимным.

В разомкнутых системах со ступенчатым изменением положения конуса в качестве входной величины используются сигналы по числу M полета, выдаваемые контактами M -реле. Системы плавного управления положением конуса или створок входного устройства выполняются обычно в виде следящих систем. В качестве входной величины для системы управления могут быть приняты величина $Q_{ц}$, приведенного расхода воздуха, величина $n_{пр}$ приведенных оборотов авиадвигателя или величина π_k , степени сжатия компрессора.

Применяющиеся на самолетах системы автоматического управления входными устройствами являются электрогидравлическими. Силовые элементы их являются гидравлическими, а остальная часть схемы — электрическая и электромеханическая. Ниже рассматриваются некоторые системы управления входными устройствами.

Система автоматического управления всережимным воздухозаборником по величине степени сжатия π_k . Система управления воздухозаборником состоит из устройства формирования сигнала о величине степени сжатия компрессора — датчика степени сжатия — и следящей системы, обеспечивающей соответствие положений входных устройств величинам степени сжатия.

Принцип работы датчика степени сжатия π_k . Как известно, степенью сжатия π_k называется отношение абсолютного давления p_2 воздуха за компрессором к статическому давлению p_1 перед компрессором. Измерение степени сжатия в системе производится с помощью двух индуктивных датчиков и электромеханического счетно-решающего устройства (рис. 5.12).

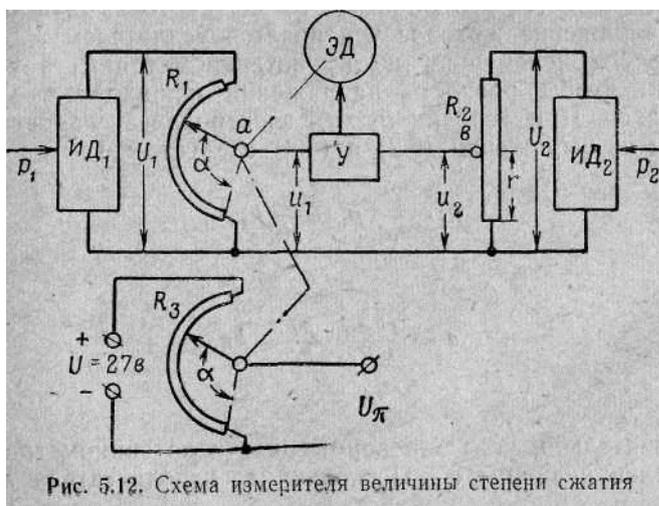


Рис. 5.12. Схема измерителя величины степени сжатия

III

В индуктивных датчиках ИД1 и ИД2 сигнальные обмотки, с которых снимаются входные напряжения U_1 и U_2 , жестко связаны с манометрическими коробками датчиков. При изменении давлений p_1 и p_2 коробки деформируются и перемещают сигнальные обмотки в зазорах магнитопроводов, в результате чего изменяются величины э. д. с, индуцируемые в этих обмотках магнитными потоками, т. е. величины выдаваемых датчиками напряжений U_1 и U_2 .

Выходные напряжения датчиков включены на потенциометры R_1 и R_2 . На разность напряжений $u_1 - u_2$ между щеткой потенциометра R_1 и отпайкой потенциометра R_2 включен усилитель $У$.

Напряжение u_1 зависит как от величины U_1 выходного напряжения датчика ИД1, так и от угла α положения щетки потенциометра R_1 :

(5.1)

где α_m — максимальный угол поворота щетки потенциометра. Поскольку напряжение U_x пропорционально давлению p : $U_x = k_1 p$, то

$$u_1 = k_1 \cdot \frac{\alpha}{\alpha_m} \cdot p_1. \quad (5.2)$$

Напряжение u_2 зависит только от величины U_2 , т. е. от давления p_2 :

$$u_2 = \frac{r}{R_2} \cdot k_2 p_2. \quad (5.3)$$

Если изменяется величина $t_{сж}$, то между точками a и b появляется напряжение, которое усиливается усилителем $У$. Электродвигатель ЭД перемещает щетку потенциометра R_1 в таком направлении, чтобы разность напряжений на входе в усилитель уменьшалась. При условии $u_1 = u_2$ электродвигатель остановится. При этом из выражений (5.2) и (5.3) следует, что

откуда

где $k =$

$k_2 \alpha_k$

(5.4)

Следовательно, угол α поворота щетки потенциометра R_1 пропорционален величине $t_{сж}$. Поскольку электродвигатель ЭД пере-

112

мещает также щетку потенциометра R_3 , то напряжение U_k на выходе этого потенциометра пропорционально величине $t_{сж}$:

(5.5)

Это напряжение датчика сигнала $t_{сж}$ и используется в следящей системе управления конусом воздухозаборника.

Принцип работы системы управления воздухозаборником. На рис. 5.13 изображена (с некоторыми упрощениями) электрогидравлическая схема системы управления входными устройствами воздухозаборника — конусом и створками перепуска воздуха. Работает схема следующим образом.

При включении выключателя $2B$ напряжение постоянного тока подводится к обмотке реле $5P$ включения питания схемы переменным током (контакты $5P$), на потенциометр R_{pi} , логометр УПК указателя положения конуса, на потенциометр обратной связи Ri , обмотку w_n подмагничивания сердечников поляризованного пропорционального электромагнита электрогидроусилителя ЭГУ и обмотку электрогидрокрана конуса ЭГКК.

Электрогидрокран ЭГКК включает подачу рабочей жидкости к гидрозамку и ЭГУ. Если в гидросистеме давление не ниже расчетного значения, то пружина гидрозамка сжимается и электрогидроусилитель соединяется с полостями сервомеханизма СМ конуса.

Напряжение через контакты $3P_3$, $4P_2$ и $3P_2$ подводится к управляющей обмотке до_y магнитного усилителя. Поэтому в обмотках w'_3 и w_3 поляризованного электромагнита ЭГУ, включенных, на выходе магнитного усилителя MU , будут протекать токи различной величины. Якорь $A-A$ ЭГУ, преодолевая усилия пружин, повернется по часовой стрелке, закрывая струйный эжектор b и открывая эжектор a . В результате давление гидросмеси в правой полости золотника z увеличится, а в левой — уменьшится и золотник z сдвинется в-лево. При этом полость $У$ сервомеханизма СМ конуса соединяется с магистралью высокого давления, а полость $В$ — с магистралью слива; конус удерживается в убранном положении.

Автоматическое управление конусом. Переключатель $4B$ ставят в положение «Автомат». Когда шасси будут убраны, замыкаются контакты $KBШ$ их концевого выключателя. При этом загорается лампочка L_3 и срабатывает реле $3P$. Контакты 1 и $3P_2$ переключают обмотку до_y магнитного усилителя со Щетки потенциометра R на щетку потенциометра J_3 датчика

величины тг_к.

При размыкании контактов $3P_5$ обеспечивается подведение на-п[^]яжения к потенциометрам R_{pi} и $1/4$ через щетку-потенциомет-Р^а R ; в результате образуется мостиковая схема из потенцио-

113

$$u_1 = \frac{1}{\alpha_M} \cdot \alpha U_1,$$

$$k_1 \cdot \frac{\alpha}{\alpha_M} \cdot p_1 = \frac{r}{R_2} k_2 p_2,$$

$$U_{\pi} = \frac{U}{\alpha_M} \alpha = \frac{U}{\alpha_M} \cdot k_{\pi_k}.$$

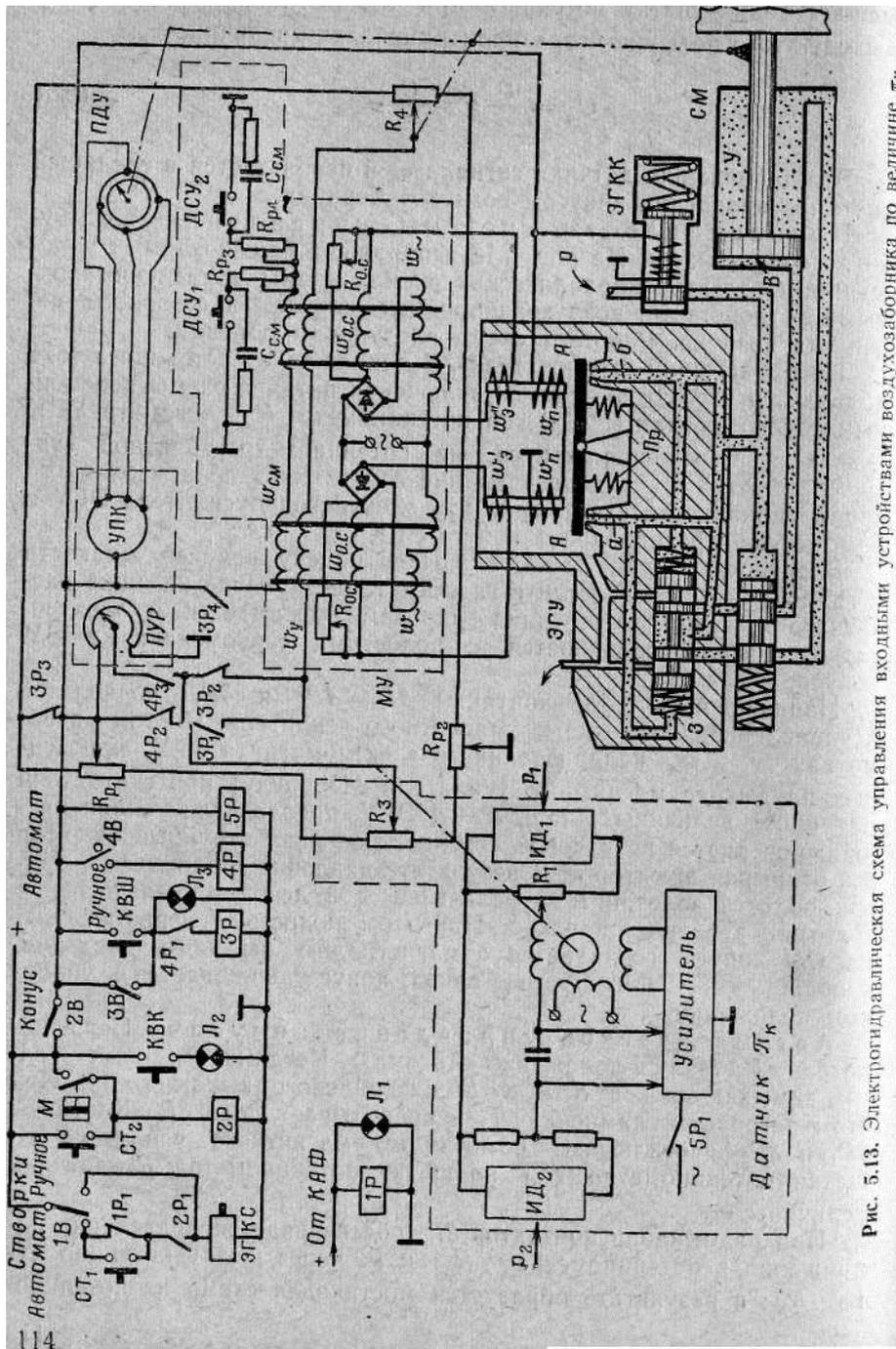


Рис. 5.13. Электрогидравлическая схема управления входными устройствами воздухозаборника по величине t_k

метров $R_s, R_{ps}, R_t, R_{p_2}$ » Диагональ которой включается обмотка \mathcal{U} усилителя. Поскольку шасси убираются сразу после взлета, когда величина I_c максимальна и щетка потенциометра \mathcal{P}_3 установлена в крайнее верхнее положение, то направление тока в обмотке w_7 магнитного усилителя концевого выключателя шасси в момент замыкания контактов не изменится. Поэтому конус будет оставаться в убранном положении (если при уборке шасси величина t_k компрессора авиадвигателя окажется меньше максимального значения, то по обмотке w_7 потечет ток обратного направления и конус несколько выдвинется вперед).

При уменьшении величины t_k щетка потенциометра \mathcal{P}_3 перемещаемся вниз; между щетками \mathcal{P}_3 и R_i и, следовательно, на обмотке w_7 напряжение будет иметь такой знак, что якорь А—А ЭГУ повернется против часовой стрелки на угол, пропорциональный величине этого напряжения. Эжектор а прикроется, а эжектор б приоткроется. В результате золотник з сместится вправо, соединяя полость У сервомеханизма с магистралью низкого давления, а полость В — с магистралью высокого давления. Конус начинает выдвигаться вперед. При этом изменяется положение щеток потенциометров \mathcal{P}_4 обратной связи и ПДУ датчика указателя положения конуса. Когда напряжение сигнала станет равным нулю, якорь А — А и золотник з ЭГУ займут нейтральное положение, движение конуса прекратится.

При увеличении t_k схема обеспечивает перемещение конуса в обратном направлении. Как только конус выдвинется на 3—6 мм, замкнутся контакты КВК. концевого выключателя конуса, включая лампочку L_2 сигнализации «Конус выпущен».

На магнитном усилителе располагаются также обмотки смещения w_{CM} , цепь которых может замыкаться контактами $ДСУ^1$ и $ДСУ_2$ датчиков угловых положений стабилизатора. Ими обеспечивается дополнительный выход конуса при отклонении стабилизатора на определенные углы, чтобы не допустить неустойчивой работы воздухозаборника вследствие появления скаса потока воз-Духа на его входе.

При отклонении стабилизатора самолета от нейтрального положения на угол ± 91 замыкаются -контакты $ДСУ_i$ подавая на обмотки w_{CM} напряжение через сопротивление R . Это обеспечит Дополнительный выпуск конуса на величину Ah - С увеличением угла отклонения стабилизатора до значения $\pm \phi_2$ замыкаются контакты $ДСУ_2$, увеличивая ток в обмотке w_{CM} . В результате конус еще выпускается на величину $D/2$. При возвращении стабилизатора к нейтральному положению конус последовательно убираться на величины $D/2$ и Ah . Обычно значения углов ϕ_1 и ϕ_2 не являются симметричными относительно нейтрального положения стабилизатора, т. е. равны соответственно $+\phi_1'$ и $-\phi_1''$, $+\phi_2'$ и $-\phi_2''$.

Конденсатор C_{cm} служит для обеспечения задержки во време-
115

ни возвращения конуса в исходное положение после размыкания контактов $ДСУ_1$ и $ДСУ_2$. Отсутствие этой задержки может явиться причиной помпажа двигателя в процессе изменения траектории полета самолета.

Ручное управление конусом. Для ручного управления конусом переключатель $4B$ устанавливается в положение «Ручное». При этом реле $4P$ контактами $4P_X$ выключает цепь обмотки $3P$, контактами $4P_3$ через контакты $3P_2$ подключает обмотку магнитного усилителя на щетку потенциометра ручного управления $ПУР$. Контакты $3P_X$ отключают обмотку w_r of потенциометра ϕ_3 - Таким образом, вместо потенциометра R_3 в схему следящей системы включается потенциометр $ПУР$. Изменяя с помощью кремальеры положение щетки $ПУР$, можно через следящую систему управления изменять положение конуса.

Автоматическое управление створками воздухозаборника. Переключатель $1B$ устанавливается в положение «Автомат». При достижении самолетом заданного числа M полета сигнализатор числа M включает обмотку реле $2P$. Через контакты $2P/$ подводится напряжение к обмотке электрогидро-крана створок ЭГКС, которые открываются.

Если включается форсажный режим, то от коробки автоматики форсажа КАФ подается напряжение на реле $1P$ и лампочку $Л_1$. Контакты $1P_X$ размыкают цепь ЭГКС, и створки закрываются. Однако если при форсаже стабилизатор самолета отклонится на угол 20° , замыкаются контакты CT_i концевого выключателя. Створки снова открываются. Створки открываются также и при незамкнутых контактах M -реле, если при больших отклонениях стабилизатора замкнутся контакты концевого выключателя CT_2 . Переключателем «Створки» можно открыть створки вручную.

Блок-схема системы автоматического управления воздухозаборником по величине приведенной скорости вращения авиадвигателя *. Датчиком приведенной скорости вращения авиадвигателя ДПС (рис. 5.14) служит электрическое счетно-решающее устройство, вычисляющее приведенные обороты по формуле

(5.6)

где n — физические обороты компрессора;

$T^* = T(1 + 0,2M^2)$ -- температура заторможенного потока воздуха

перед компрессором; T — температура наружного воздуха.

Особенностью схемы является то, что одна и та же следящая система используется для плавного автоматического управления как положением конуса, так и положением створок перепуска воздухозаборника. До некоторого значения числа M полета конус

- Ввиду ограниченности объема учебника довольно сложная принципиальная схема этой системы не рассматривается,

116

воздухозаборника полностью убран, а створки закрыты. При $jVi \wedge Mi$ система включается в работу, контакты реле P в цепь обратной связи подключают потенциометр ПОСК обратной связи конуса. Выходное напряжение ДПС сравнивается с напряжением ПОСК и выделяется сигнал управления. В фазочувствительном усилителе ФЧУ определяется фаза этого сигнала, затем он усиливается усилителем $У$ и поступает на релейный коммутатор PK .

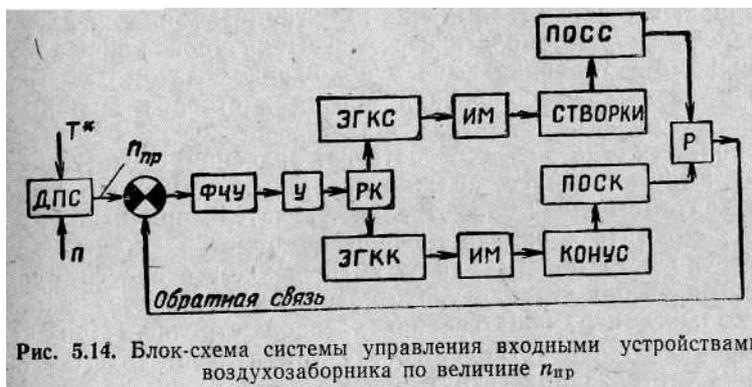


Рис. 5.14. Блок-схема системы управления входными устройствами воздухозаборника по величине $n_{пр}$

Релейный коммутатор $РК$ обеспечивает включение электрогидравлического крана ЭГКК конуса, а исполнительный механизм ЯМ перемещает конус в нужном направлении. С уменьшением величины « $n_{пр}$ » от значения n (рис. 5.15) конус будет выдвигаться. При значении n конус полностью выдвигается.

С дальнейшим уменьшением $n_{пр}$ релейный коммутатор включает электрогидравлический кран ЭГКС створок, а реле $Р$ подключает к цепи обратной связи потенциометр ПОСС обратной связи створок. Начинают открываться створки, и при $n_{пр}$ они

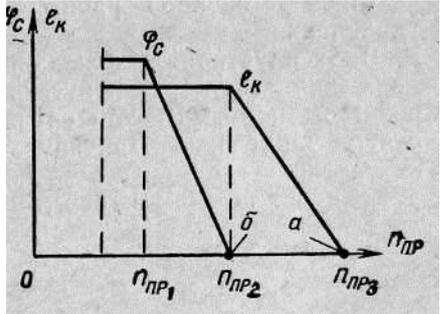


Рис. 5.15. Программа регулирования воздухозаборника

полностью открываются. В процессе работы системы перемещение конуса или створок происходит до тех пор, пока разность напряжений между выходами ДПС и ПОСК (ПОСС) не станет равной нулю.

Если $n_{пр}$ увеличивается, то знак сигнала рассогласования на выходе сравнивающего устройства меняется и при « $n_{пр}$ » > « $n_{пр1}$ » начинают закрываться створки воздухозаборника, а затем при « $n_{пр}$ » > $n_{пр2}$ начинает убираться конус воздухозаборника.

117

$$n_{пр} = \frac{n \sqrt{288}}{\sqrt{T^*}}$$

Особенности эксплуатации систем управления входными устройствами воздухозаборников

Отказ или неправильная работа системы управления входным устройством воздухозаборника может привести к помпажу входного устройства или турбокомпрессора и самовыключению двигателя. Поэтому в полете летчик должен периодически наблюдать за показаниями указателей положения конуса и створок воздухозаборника, а также за лампочками сигнализации.

Перед взлетом самолета переключатели управления конусом и створками устанавливаются в положение «Автомат». При этом стрелки указателей положения конуса и створок должны находиться на нулевых отметках шкал.

В полете, когда число M достигнет значения, соответствующего началу выпуска конуса, должна загореться лампочка сигнализации «Конус выпущен», а стрелка указателя положения конуса должна сместиться вправо от нулевой отметки шкалы. С увеличением скорости полета или с уменьшением скорости вращения турбокомпрессора стрелки указателей положения конуса или створок должны перемещаться по часовой стрелке. При посадке стрелки указателей устанавливаются на нулевой отметке шкалы, а лампы сигнализации гаснут.

В случае колебаний стрелок указателей, возникновения пом-пажа или «зуда» воздухозаборника и других признаков ненормальной работы входного устройства следует выключить форсаж и перейти на ручное

управление створками перепуска воздуха и конусом. После возвращения на аэродром необходимо определить причину ненормальной работы системы управления входным устройством и путем регулировки коэффициентов усиления, обратной связи, зоны нечувствительности и настройки программы работы добиться устойчивой работы воздухозаборника и его системы управления.

В эксплуатации наблюдались случаи самопроизвольного выдвижения или уборки конуса в системах управления входным устройством по i_{rK} . В этом случае следует немедленно перейти на ручное управление. Причину этого явления следует искать в цепях питания системы переменным током и неправильной балансировке якоря поляризованного магнита электрогидравлического усилителя.

ГЛАВА 6

ПРИБОРЫ КОНТРОЛЯ ЗА РАБОТОЙ СИЛОВЫХ УСТАНОВОК

§ 6.1. ТРЕБОВАНИЯ К ПРИБОРАМ КОНТРОЛЯ ЗА РАБОТОЙ СИЛОВЫХ УСТАНОВОК

Приборы контроля за работой силовых установок самолетов предназначены для контроля за тягой (мощностью) и тепловым режимом авиационных двигателей, состоянием смазки, запасом и расходом топлива, работой отдельных систем и агрегатов. К ним относятся приборы для измерения скорости вращения, температуры, давления, количества топлива в баках и расхода топлива. К этой же группе приборов относятся сигнализаторы заданных давлений в топливной системе и указатели положений конуса воздухозаборника, противопомпажных створок и рычага топлива, позволяющие проверить состояние соответствующих систем.

Двигатели самолетов, топливные и масляные баки, баллоны воздушных систем и другие объекты, за работой которых необходимо наблюдать во время полета, располагаются на расстоянии нескольких метров и даже десятков метров от кабины, где сосредоточено управление самолетом. Поэтому все приборы контроля за работой силовых установок должны быть дистанционными. Расчеты показывают, что для задания с допустимой точностью тяги реактивного двигателя или мощности поршневого двигателя погрешности измерения скорости вращения не должны превышать $\pm 0,5\%$ для газотурбинных двигателей и $\pm 1\%$ для поршневых двигателей. При этом погрешность в определении тяги газотурбинного двигателя составит 3—5%, а в определении мощности поршневого двигателя 2—3%. Диапазон измеряемых скоростей вращения для поршневых авиационных двигателей лежит в пределах 0—5000 об/мин, а для реактивных двигателей верхний предел достигает 20 000 об/мин.

Авиационные двигатели работают в напряженном тепловом режиме, близком к предельному. Поэтому к термометрам, применяемым для контроля за тепловым режимом двигателя и обслуживающих систем, предъявляется требование повышенной точно-

119

сти измерения. Так, при максимальных значениях измеряемых температур погрешность измерения температуры газов ТРД не должна превышать $\pm (0,5-1)\%$. Для температуры головок цилиндров поршневых двигателей допустимая погрешность измерения несколько выше и составляет $\pm (2-4)\%$. Точность измерения температур в системах охлаждения авиационных двигателей всех типов оценивается допустимой погрешностью $\pm (3-5)\%$.

Давление топлива в газотурбинных двигателях должно измеряться с погрешностью не более $\pm 1,5\%$ в диапазоне 0—10 кг/см² и $\pm 4\%$ в диапазоне 10—100 кг/см². Давление в топливной магистрали поршневых двигателей требуется измерять с погрешностью не более $\pm 2\%$. Погрешность измерения давления масла не должна превышать $\pm 4\%$. Требуемые точности измерения давлений в гидравлических и воздушных системах самолета сравнительно невелики.

Точное измерение фактического запаса топлива на самолете и мгновенного или суммарного его расхода необходимо для обеспечения безопасности полета и поддержания оптимального режима работы двигателя. Погрешность измерения количества топлива при положении самолета в линии полета не должна превышать 2—3% фактического запаса топлива в баках. Погрешность измерения мгновенного расхода топлива не должна быть более $\pm 2,5\%$.

Сигнализаторы заданных давлений должны срабатывать с погрешностью, не превышающей $\pm 5\%$ номинальных значений давления срабатывания.

§ в.2. ТАХОМЕТРЫ

Приборы, предназначенные для измерения угловой скорости вращения, называются тахометрами. На самолетах тахометры применяются для измерения скорости вращения турбин реактивных двигателей, турбостартеров, коленчатого вала поршневых двигателей и т. п.

В авиации применяются преимущественно наиболее надежные дистанционные магнитоиндукционные тахометры, унифицированные в конструктивном исполнении.

Принципиальная схема магнитоиндукционного тахометра показана на рис. 6.1. Комплект тахометра состоит

из датчика, электрической синхронной дистанционной передачи и собственно измерителя. Принцип действия тахометра основан на взаимодействии магнитного поля вращающихся магнитов с индукционными вихревыми токами, наведенными этим полем в металлическом диске.

Датчиком синхронной дистанционной передачи является трехфазный синхронный генератор с вращающимся ротором (магнитом) 1 и трехфазной обмоткой 2 статора. Датчик преобразует скорость вращения вала авиационного двигателя в трехфазную электродвижущую силу частотой, пропорциональной скорости вращения этого вала,

120

Трехфазный ток по трем проводам дистанционной передачи подводится к трехфазной обмотке 6 статора синхронного электродвигателя измерителя. Обмоткой статора электродвигателя создается вращающееся магнитное поле, скорость вращения которого пропорциональна частоте тока и, следовательно, пропорциональна скорости вращения вала авиадвигателя.

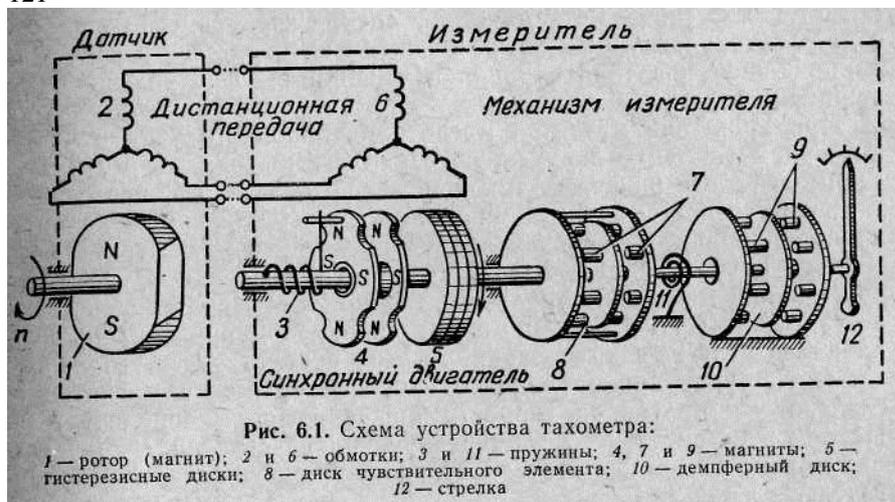
Ротор синхронного электродвигателя измерителя состоит из двух четырехполюсных крестообразных магнитов 4 и трех соединенных вместе гистерезисных дисков 5. Диски жестко связаны с валом электродвигателя, а магниты посажены на втулку, которая свободно сидит на валу. Связь магнитов с валом электродвигателя обеспечивается через пружину 3.

Вращающий момент ротора электродвигателя создается в результате взаимодействия с полем статора как постоянных магнитов, так и гистерезисных дисков.

Гистерезисные диски изготавливаются из ферромагнитного материала и служат для облегчения запуска электродвигателя и обеспечения синхронной его работы при резком увеличении скорости вращения магнитного поля статора. Разделение одного диска на три более тонких обеспечивает уменьшение в них величин вихревых токов при запуске и работе прибора в неустановившихся режимах.

Передаточная пружина 3 служит для предупреждения возможного выпадения ротора синхронного электродвигателя из синхронизма. При резких изменениях скорости вращения авиационного двигателя ротор электродвигателя будет удерживаться в синхронизме, так как магниты свободно поворачиваются вслед за вращающимся полем без принятия нагрузки вала до тех пор, пока

121



поводок ротора не воспримет на себя определенную нагрузку от передаточной пружины. Лишь после этого магниты ротора воспринимают тормозную нагрузку вала.

На конце вала ротора синхронного электродвигателя укреплен магнитоиндукционный узел, состоящий из шести пар постоянных магнитов 7 и диска 8 чувствительного элемента, расположенного между полюсами постоянных магнитов. Чувствительный элемент представляет собой металлический диск, выполненный из сплава с малым температурным коэффициентом электрического сопротивления для уменьшения влияния изменений температуры на показания прибора.

При вращении магнитов магнитоиндукционного узла в чувствительном элементе индуцируются вихревые токи. В результате взаимодействия вихревых токов с магнитным полем постоянных магнитов создается вращающий момент чувствительного элемента, пропорциональный скорости вращения магнитов.

Чувствительный элемент поворачивается вокруг своей оси до тех пор, пока его вращающий момент не уравновесится моментом противодействующей пружины 11. Так как момент спиральной пружины пропорционален углу ее закручивания, то угол поворота чувствительного элемента будет пропорционален скорости вращения магнитов и, следовательно, угловой скорости вращения вала авиадвигателя. На оси чувствительного элемента укреплена стрелка 12, показывающая по шкале измерителя скорость вращения вала авиадвигателя.

Для успокоения стрелки в указателе имеется демпфирующее устройство, выполненное аналогично

магнитоиндукционному узлу, но с неподвижными магнитами 9. При колебаниях подвижной системы в диске 10 индуцируются вихревые токи магнитным потоком неподвижных магнитов. В результате взаимодействия этих токов с магнитным потоком магнитов на подвижную систему измерителя накладывается тормозной момент.

На самолетах, особенно многомоторных, широко применяются двухстрелочные магнитоиндукционные тахометры, в одном корпусе указателей которых монтируются два измерителя. В вдвоенном измерителе отсутствует демпфер, а демпфирование выполняется зубчатыми передачами, которые своим трением гасят возникающие колебания.

Шкалы магнитоиндукционных тахометров являются равномерными и тарируются либо в процентах максимального значения числа оборотов авиационного двигателя, что считается более удобным в эксплуатации, либо в числах оборотов в минуту.

С процентной шкалой выпускаются однострелочные тахометры ИТЭ-1 (индуктивный тахометр электрический) и двухстрелочные тахометры ИТЭ-2. В комплект двухстрелочного тахометра ИТЭ-2 входят указатель ИТЭ-2 и два датчика ДТЭ-1. ;

Если на самолете необходимо иметь два указателя скорости вращения одного и того же авиадвигателя (например, у правого

122

левого летчиков), то при этом используется один датчик ДТЭ-2, имеющий соответственно увеличенную мощность. Датчики ДТЭ-1 и ДТЭ-2 невзаимозаменяемы.

Магнитоиндукционные тахометры ТЭ5-2М, 2ТЭ4-1М, 2ТЭ5-1М,

и предназначенные для измерения скорости вращения вала поршневых двигателей, и ТЭ10-48М, ТЭ-15М, ТЭ-40М. 2ТЭ9-1М, 2ТЭ15-1М, 2ТЭ-40М, предназначенные для измерения скорости вращения

вала турбины реактивных двигателей, выпускаются со шкалой, оцифрованной в числах оборотов в минуту.

Цифра 2 в маркировке обозначает тахометр со вдвоенным измерителем. На рис. 6.2 показаны со стороны шкал виды указателей трех из перечисленных

однострелочных тахометров.



Рис. 6.2. Шкалы указателей тахометров

Основной погрешностью магнитоиндукционных тахометров является температурная погрешность, обусловленная изменением электрического сопротивления чувствительного элемента и магнитного сопротивления магнитопровода при изменениях температуры окружающей среды. Для уменьшения температурной погрешности чувствительный элемент изготавливают из сплава с малым температурным коэффициентом и применяют специальную термомагнитную компенсацию с помощью термомагнитного шунта.

К достоинствам магнитоиндукционных тахометров, благодаря которым они получили преимущественное распространение на самолетах, относятся сравнительная простота конструкции, малые габариты и вес, равномерность шкалы и большой диапазон измеряемых скоростей вращения.

§ 6.3. ТЕРМОМЕТРЫ

Приборы, предназначенные для измерения температуры тел и °Ред, называются термометрами. На самолетах термометры служат для дистанционного измерения средней температуры выходящих газов из сопла турбовинтовых и турбореактивных двигателей, выхлопных газов турбостартеров, головок цилиндров поршневых Двигателей, масла и охлаждающей жидкости, наружного воздуха **И Т. П.**,

123

Любой авиационный термометр состоит из теплочувствительного элемента, реагирующего на изменения температуры, дистанционной передачи и указателя. На летательных аппаратах используются:

— термоэлектрические термометры, основанные на измерении

термоэлектродвижущей силы, возникающей при нагревании спая двух разнородных металлов; — электрические термометры сопротивления, основанные на изменении электрического сопротивления проводников или полупроводников при изменении температуры. Рис. 6.3. Схема измерения термоэлектродвижущей силы:

1 и 2 — разнородные металлы; 3 — провода; 4 — измеритель э. д. с.

Термоэлектрические термометры. Принцип действия термоэлектрических термометров основан на использовании термоэлектрического эффекта, заключающегося в возникновении термоэлектродвижущей силы в цепи, составленной из двух разнородных металлов, если точки спая этих металлов нагреты до разных температур. Схема измерения термоэлектродвижущей силы ясна из рис. 6.3.

Спай двух разнородных металлов 1 и 2 называется термопарой и помещается в среду, температуру T которой надо измерить. Иначе этот спай называется горячим спаем. Свободные концы термопары присоединяются соединительными проводами 3 к рамке измерителя 4, которая является холодным спаем с температурой T_0 окружающей среды.

Измеряемая прибором термоэлектродвижущая сила является разностью двух функций температуры:

(6.1)

где e_1, e_2 — термоэлектродвижущие силы горячего и холодного спаев; $f_1(T_1), f_2(T_2)$ — функции, зависящие от материалов и конструкции термопар.

В авиационных термометрах применяются хромель-копелевые, хромель-алюмелевые, никель-кобальт-специальные (НК-СА) термопары. Для измерения температур газов ГТД применяют термопару НК-СА, поскольку колебания температуры холодного спая

124

в пределах $\pm 60^\circ \text{C}$ практически не влияют на показания прибора.

В качестве измерителей в термоэлектрических термометрах

применяются чувствительные магнитоэлектрические милливольтметры (гальванометры), так как величина e составляет несколько

милливольт на 100°C . Показания измерителя будут соответствовать температуре измеряемой среды только в том случае, если

(температура свободных концов термопары будет постоянной. Поэтому свободные концы термопары соединительными проводами вынесены в зону небольших темпера-

турных колебаний (до приборной до-
■ ски). Кроме того, в термометрах при-
меняются специальные меры компен-
сации изменений температуры холодного спая.

Термоэлектрические термометры для
■ измерения средней температуры затормо-
■ женного потока выходных газов типа

- ТГЗ и ТВГ газотурбинных двигателей (рис. 6.4) состоят из четырех последова-

тельно соединенных термопар T_u магнитоэлектрического указателя, соединительных проводов и соединительной колодки

СК. На многомоторных самолетах приме-

няются термометры со сдвоенным измерителем (2ТВГ), в комплект которых входит по восемь термопар и соответственно по две соединительных колодки.

Последовательное включение четырех термопар, устанавливаемых по окружности сопла реактивного двигателя, позволяет измерять среднюю температуру выходных газов и вследствие увеличения суммарной термоэлектродвижущей силы увеличить точность измерения. Термосопротивление α_t с отрицательным температурным коэффициентом сопротивления служит для компенсации инструментальных температурных погрешностей, вызываемых изменением сопротивления рамки R_p измерителя при изменении температуры окружающей среды. Сопротивление R_p используется при градуировке прибора и служит для подгонки общего сопротивления цепи термометра под требуемое значение. Добавочное сопротивление R_d обеспечивает получение нужного предела измерения прибора.

Последовательное соединение термопар производится на специальной соединительной колодке, имеющей соответствующую -Маркировку для правильного присоединения концов соединительных проводов.

Указатели ТВГ-1 термометров ТВГ-11 и ТВГ-11Т представляют собой магнитоэлектрические милливольтметры и имеют деления в Диапазоне $300-900^\circ \text{C}$. Цена деления — 10°C .

125

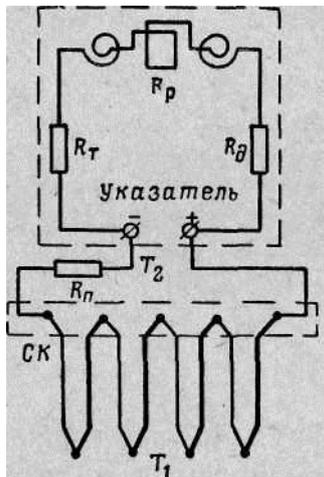
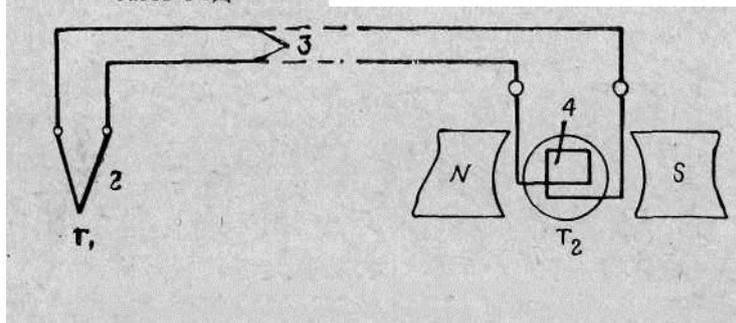


Рис. 6.4. Схема термометра газов ГТД



Конструкции других типов термоэлектрических термометров отличаются от рассмотренной некоторыми принципиальными особенностями.

Стремление уменьшить число приборов на приборной доске привело к созданию двухстрелочных термометров 2ТВГ-366 2ТВГ-411 и др. Измерители этих термометров состоят из двух независимых магнитоэлектрических милливольтметров, размещенных в одном корпусе диаметром 80 мм. На рис. 6.5 показаны шкалы однострелочных и двухстрелочных термометров для измерения температуры выходящих из авиадвигателей газов.

Конструкции термометров ТСТ-29, ТСТ-29Т и ТСТ-29Д, предназначенных для измерения температуры выходящих газов турбо-стартера системы запуска реактивного двигателя большой мощности, принципиально аналогичны конструкции ТВ Г, но шкалы указателей их проградуированы от 0 до 900° С.

Термоэлектрические измерители температуры цилиндров типа ТЦТ имеют электрическую схему, соответствующую схеме, показанной на рис. 6.3. Шкалы их измерителей равномерны. При неработающем авиадвигателе стрелка измерителя с помощью ручного механического корректора устанавливается на деление, соответствующее температуре окружающей среды. Колебания температуры холодного спая в процессе полета самолета автоматически компенсируются биметаллическим корректором, расположенным в указателе. Хромель-копелевая термопара термометра горячим спаем впаяна в кольцо из красной меди. Это кольцо зажимается под свечу цилиндра. Свободные концы термопары специальными наконечниками и проводами соединяются с измерителем.

Электрические термометры сопротивления. Электрические термометры сопротивления в авиации используются для измерения температуры масла, охлаждающей жидкости, воздуха и других сред в диапазоне от -50 до $+150$ ° С. Принцип действия их основан на свойстве проводников или полупроводников изменять свое электрическое сопротивление при изменении температуры. Изве-

126

стно, что в диапазоне температур от t_0 до t величина электрического сопротивления является линейной функцией температуры, т. е.

(6.2)

где R , R_0 —сопротивления, соответствующие температурам t и t_0 ;

α — температурный коэффициент сопротивления. Однозначная зависимость сопротивления от температуры позволяет свести измерение температуры к измерению величины сопротивления. В качестве материала для изготовления чувствительных элементов авиационных термометров

сопротивления применяется в основном никелевая проволока, обладающая достаточно большим значением температурного коэффициента ($\alpha = 0,00635 \text{ сш}/^\circ\text{C}$) и удельного сопротивления ρ . Большое значение удельного сопротивления позволяет уменьшить размеры датчика прибора и нагрузку его током, что снижает тепловую инерцию и самонагрев датчика, влияющих на точность измерения температуры. Весьма перспективно применение полупроводниковых материалов, обладающих большим, отрицательным температурным коэффициентом (в 8—10 раз больше по абсолютной величине, чем у металлов). Но пока полупроводниковые теплочувствительные элементы в авиации не находят широкого применения, так как они не удовлетворяют требованию взаимозаменяемости (не удается получить одну и ту же характеристику $R=f(t)$ в условиях массового производства) и непригодны для измерения высоких температур.

Любая схема авиационного термометра сопротивления представляет собой неуравновешенный мост постоянного тока, одним плечом которого служит изменяющееся сопротивление теплочувствительного элемента (датчика), а сопротивления остальных плеч постоянны. В диагональ моста включен измеритель, в качестве которого используется магнитоэлектрический логометр. Применение логометра позволяет исключить зависимость показаний прибора от колебаний напряжения источника питания.

В настоящее время на самолетах наиболее широко применяется термометр унифицированный электрический ТУЭ-48, предназначенный для измерения температуры масла, воды, воздуха в карбюраторе, наружного воздуха и т. д. Благодаря такому многоцелевому назначению он и получил название унифицированного. Принципиальная схема термометра ТУЭ-48 приведена на рис. 6.6.

Комплект термометра состоит из указателя ТУЭ-48, соединительных приборов и приемника П-1, помещаемого в среду с измеряемой температурой. Теплочувствительный элемент 2 приемника выполнен из никелевой проволоки диаметром 0,05 мм, намотанной на пластину 1 из слюды. С наружной стороны обмотка изолирована слюдяными прокладками 3, поверх которых помещены теплопроводящие пластины 5 из серебра, соприкасающиеся с корпу-

127



Рис. 6.5. Шкалы термометров для измерения температуры выходящих газов из авиадвигателей

$$R = R_0 [1 + \alpha(t - t_0)],$$

сом 4 из нержавеющей стали. Такая конструкция приемника обеспечивает хороший теплообмен и способствует уменьшению погрешности прибора.

Сопротивление R , теплочувствительного элемента, изменяющееся с изменением измеряемой температуры среды, измеряется с помощью логометра, включенного в специальную несимметричную мостовую схему с двумя диагоналями AB и AB . Подвижный

магнит логометра расположен внутри медного стакана 6, являющегося электрическим демпфером—успокоителем подвижной системы. Сверху стакана крепятся неподвижные рамки логометра / и //, расположенные под углом 120° одна к другой. Конструктивно каждая из рамок выполнена в виде двух отдельных катушек, соединенных последовательно. Балластное сопротивление R_6 схемы служит для регулировки напряжения, подводимого к прибору, и изготовлено из манганина; медным сопротивлением R_5 выравниваются сопротивления рамок логометра. Сопротивления i ?

R_2, R_3, R_5, R_7, R_4 и R_t являются сопротивлениями плеч моста.

Отклонение стрелки логометра пропорционально отношению токов в рамках, изменяющемуся

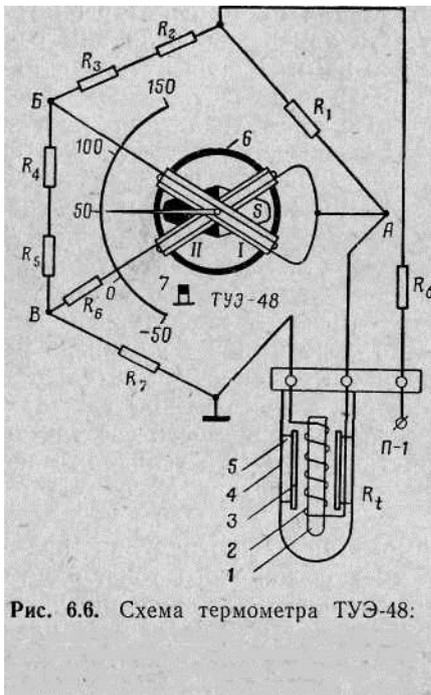


Рис. 6.6. Схема термометра ТУЭ-48.

1 — пластина из слюды; 2 — термочувствительный элемент; 3 — слюдяная прокладка; 4 — корпус; 5 — серебряные пластины; 6 — медный стакан; 7 — неподвижный магнит

с
L Изменением
Т. е. Температуры СРБДЫ. Схема
и

рассчитана так, что при температуре -50°C потенциалы точек A и B равны между собой, а потенциал точки B выше потенциала точки A . При этом в рамке // ток отсутствует, а в рамке / протекает от точки B к точке A . Подвижный внутрирамочный магнит установится по направлению магнитного потока, создаваемого рамкой /; стрелка прибора, жестко связанная с магнитом, остановится на отметке шкалы « -50 ». При увеличении измеряемой температуры увеличивается сопротивление теплочувствительного элемента, уменьшается ток, проходящий через сопротивления R_1 и R_7 . Следовательно, уменьшается падение напряжения на неизменяемом сопротивлении R_1 и возрастает потенциал точки A . Появляется ток в рамке //, протекающий от точки A к точке B . Чем больше величина измеряемой температуры, тем больше потенциал точки A будет приближаться к потенциалу точки B , ток в рамке / будет уменьшаться, а в рамке // увеличиваться. При $+150^{\circ}\text{C}$ потенциалы этих точек

128

равняются, ток в рамке / станет равен нулю, а в рамке // достигнет максимального значения. Подвижный магнит установится [перпендикулярно к плоскости рамки //, и стрелка указателя встанет на отметку шкалы « $+150$ ».

Шкала указателя термометра ТУЭ-48 оцифрована от -50 до $+150^{\circ}\text{C}$ с ценой деления 10°C . Левее цифры « -50 » имеется еще два деления; на крайнее из них устанавливается стрелка при выключении источника питания под действием неподвижного магнита (штаб 7). Погрешность измерения комплекта не превышает $\pm 5\%$.

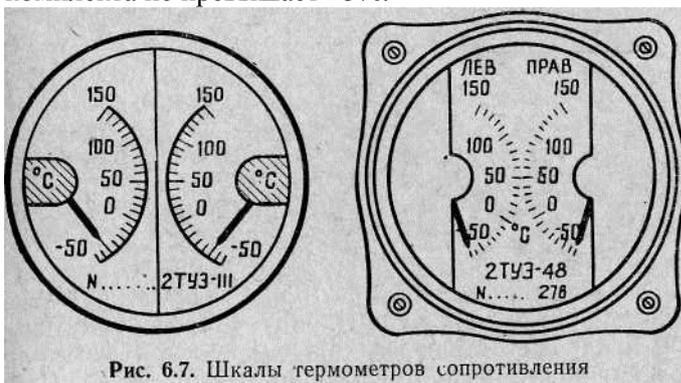


Рис. 6.7. Шкалы термометров сопротивления

На многомоторных самолетах устанавливаются двухстрелочные термометры сопротивления типа 2ТУЭ-48

или 2ТУЭ-111 (рис. 6.7). Каждый из них представляет собой два самостоятельных прибора, выполненных по рассмотренной схеме и объединенных в одном корпусе диаметром 80 мм.

Если измеряется температура среды, движущейся с большой скоростью относительно приемника температуры, то температура теплочувствительного элемента будет отличаться от температуры потока. Поэтому истинная температура t атмосферного воздуха на данной высоте полета может быть определена по формуле

где $t_{т.э}$ — температура, воспринимаемая теплочувствительным элементом; jV — отношение истинной скорости полета к скорости звука на данной высоте;

k — коэффициент, зависящий от температуры теплочувствительного элемента и температуры полного торможения потока.

По этой формуле, пользуясь специальным графиком, в полете определяют истинную температуру наружного воздуха при скорости, соответствующей $M > 0,5$. Число M определяется по показанию метра. Температура U_{∞} , близкая к температуре затрм-

5-2891

$$t = \frac{t_{т.э} + 273}{k(1 + 0,2M^2)} - 273,$$

женного потока, измеряется электрическим термометром сопротивления типа ТНВ-15.

Комплект термометра ТНВ-15 состоит из указателя ТНВ-1 с пределом измерений от -60 -до $+150^{\circ}$ С и приемника П-5. Конструкция приемника (рис. 6.8) обеспечивает постоянство коэфф. циента $k = 0,978$.

Теплочувствительный элемент приемника располагается в узком сечении трубки, где при $M \wedge > 0,5$ устанавливается критический режим. При критическом режиме скорость потока в узком сечении равна местной скорости звука, а отношение температуры теплочувствительного элемента к температуре полного торможения является постоянной величиной, равной k .

rf-Ч **



Рис. 6.8. Схема конструкции приемника температуры заторможенного воздуха

Особенности эксплуатации термометров. Для обеспечения безотказной работы термометров периодически осуществляется проверка их основных параметров в соответствии с единым техническим регламентом обслуживания данного самолета. Наряду с проверкой термометров по основным параметрам перед каждым полетом необходимо убедиться в исправности и работоспособности приборов.

При включенном питании и неработающем двигателе стрелки указателей термометров сопротивления должны указывать температуру среды, в которую помещен приемник. При запуске двигателя стрелки плавно перемещаются по шкале, показывая увеличение температуры. При выключенном питании стрелки должны находиться в крайнем нижнем или левом положении.

Термоэлектрические термометры ТЦТ-9, ТЦТ-13 и 2ТЦТ-47 при неработающем двигателе должны также указывать температуру среды, в которой находятся термопары. В случае несоответствия показаний необходимо отключить термопару и с помощью механического корректора установить стрелку прибора на значение температуры воздуха в кабине самолета. Стрелки указателей термоэлектрических термометров других типов при неработающем двигателе должны находиться в положении, отмеченном точкой (индексом) на шкале прибора.

§ 6.4. МАНОМЕТРЫ, СИГНАЛИЗАТОРЫ ДАВЛЕНИЯ И КОМБИНИРОВАННЫЕ ПРИБОРЫ

Манометрами называются приборы, предназначенные для измерения относительного давления $p = p_a - p_0$, представляющего собой разность измеряемого давления p , и атмосферного давления p_0 при $P_n > P_a$. В случае $p_{ш} < p_0$ приборы для измерения давления принято называть вакуумметрами. Приборы, измеряющие

130

давление, величина которого может быть как больше, так и меньше атмосферного давления, называются мановакуумметрами. Абсолютная величина атмосферного давления измеряется барометрами).

В авиации манометры применяются для контроля за давле-

нием топлива в системах питания силовых установок, давлением масла в системах смазки, давлением жидкостей и газов в гидравлических, воздушных, кислородных и других системах самолетов.

Мановакуумметры применяются для измерения давления наддува I поршневых авиадвигателей. Принцип действия всех авиационных манометров основан на сравнении силы измеряемого давления с силой упругости чувствительного элемента. Наибольшее применение на самолетах получили Механические и электромеханические манометры различных типов. В качестве чувствительных элементов в манометрах применяются манометрические трубки, манометрические мембранные Коробки, гофрированные трубки — сильфоны, витые трубчатые пружины.

Манометрические трубки наиболее просты по устройству, надежны в работе и компактны, но обладают малой чувствительностью. Манометрические коробки обладают большей чувствительностью, но сложнее в производстве и имеют нелинейную зависимость деформаций от измеряемого давления. Сильфоны обладают значительной чувствительностью и почти линейной зависимостью деформаций от измеряемого давления. Для измерения высоких давлений используются мембраны и витые трубчатые пружины. Механические манометры и мановакуумметры. Принцип действия механического манометра с манометрической друбкой (рис. 6.9) основан на свойстве манометрической трубки / деформироваться под действием разности давлений внутри и вне ее полости. Давление в полость трубки подается через штуцер 4. При увеличении давления во внутренней полости трубки последняя, распрямляясь, передает свое движение стрелке. Материалом для изготовления манометрических трубок служит фосфористая бронза или латунь, а при работе в области высоких давлений—сталь. На рисунке 6.10 показана схема измерения давления наддува в поршневом авиадвигателе мановакуумметром. Чувствительный элемент прибора выполнен в виде блока из двух сильфонов с общим подвижным жестким центром 3. Из сильфона 1 откачан воздух до давления примерно 0,2 мм рт. ст., и он запаян, т. е. является анероидом, а сильфон 2 является манометром. Измеряемое Давление подается внутрь манометрического сильфона. Перемещение подвижного центра сильфонов прекратится, когда силы упругости обоих сильфонов станут равны измеряемому давлению над-Дува. Прибор покажет в этот момент абсолютную величину давления наддува.

При постоянном давлении наддува с подъемом на высоту возрастает деформация сильфона 2. Но при этом возрастает дефор-

»*

131

мация и анероидного сильфона /, направленная встречно. Так как площади сильфонов одинаковы, то деформации их, вызванные изменением высоты, взаимно компенсируются и изменение атмосферного давления не скажется на показаниях приборов.

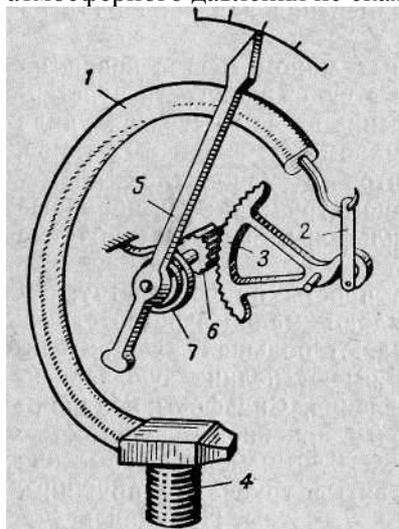


Рис. 6.9. Конструкция манометра с манометрической трубкой:
1 — манометрическая трубка; 2 — рычаг; 3 — сектор; 4 — штуцер; 5 — стрелка; 6 — трибка; 7 — пружина

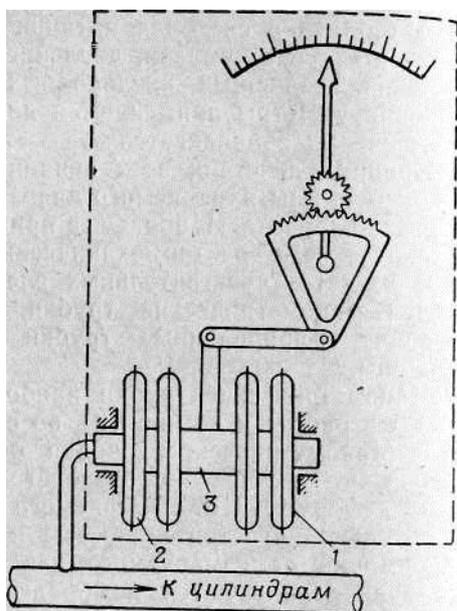


Рис. 6.10. Схема измерения давления наддува мановакуумметром:
1 и 2 — сильфоны; 3 — жесткий центр

Электромеханические манометры с потенциометрическими датчиками. Для дистанционного измерения давления топлива и масла на современных самолетах используются, как правило, не механические, а электромеханические манометры. Применяются электромеханические манометры нескольких видов: ЭДМУ (электромеханический дистанционный манометр унифицированный), ЭДМ или ЭДММ (электромеханический дистанционный манометр), ЭМ (электромеханический манометр).

Электромеханические унифицированные манометры серии ЭДМУ выпускаются с различными диапазонами измерений в пределах от 0 до 100 кг/см^2 . Унификация манометров этой серии обеспечивается постановкой различных чувствительных элементов в примерно одинаковые по конструкции датчики. В качестве чувствительных элементов в датчиках приборов с пределом измерений до 3 кг/см^2 используются манометрические трубки, а свыше

132

3 кг/см^2 — гофрированные мембраны. В корпусе датчиков давления до 6 кг/см^2 имеется штуцер для подвода статического давления.

Электрокинематическая схема датчика манометров серии ЭДМУ показана на рис. 6.11. Измеряемое давление подается внутрь объема, образованного мембраной *M*. Деформация мембраны через передаточный механизм перемещает щетку потенциометра, что приводит к взаимному изменению сопротивлений R_1 и R_2 . Эти сопротивления образуют два переменных плеча мостовой схемы. Два других плеча образованы сопротивлениями, размещенными в указателе. К одной из диагоналей моста подведено напряжение постоянного тока бортовой сети самолета. В другую диагональ моста включены последовательно рамки магнитоэлектрического лого-метра с внутрирамочным подвижным магнитом (рис. 6.6). Угол поворота магнита и закрепленной на его оси стрелки пропорционален величине измеряемого давления.

На самолетах устанавливаются ЭДМУ-1, ЭДМУ-3, ЭДМУ-6, ЭДМУ-10, ЭДМУ-15, ЭДМУ-80 с пределом измерения давления соответственно 1, 3, 6, 10, 15 и 80 кг/см^2 . Погрешности манометров серии ЭДМУ достигают $\pm 4\%$ верхнего предела измерения.

На рисунке 6.12 в качестве примера изображены датчик 1 и указатель 2 комплекта прибора ЭДМУ-15.

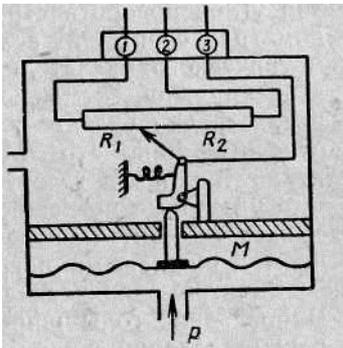


Рис. 6.11. Электрокинематическая схема потенциометрического датчика манометра серии ЭДМУ

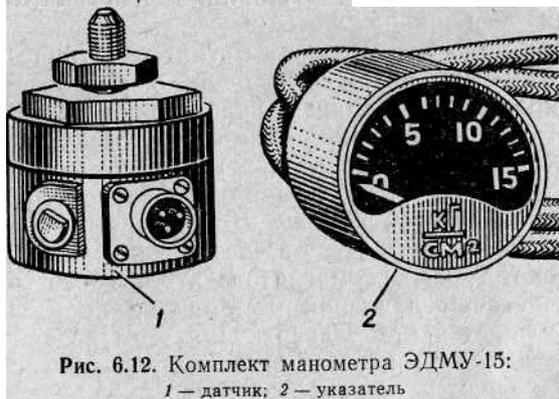


Рис. 6.12. Комплект манометра ЭДМУ-15:
1 — датчик; 2 — указатель

Для измерения больших давлений жидкостей в гидравлических системах самолета применяются электромеханические манометры ЭДМ-250, ЭДМ-300, двухстрелочный 2ЭДММ-250А и

133

1ЭДММ-350Х5. Принципиальная схема этих манометров не отличается от схемы манометров серии ЭДМУ.

В качестве чувствительных элементов в датчиках этих манометров применяются ви—тые трубчатые пружины. В комплект манометра 1ЭДММ-300Х5 входят пять датчиков, подключаемых к пневмополостям гидроаккумуляторов, и переключатель. Это позволяет одним прибором контролировать давление во всех гидроаккумуляторах основных и дублирующих гидросистем самолета.

Для повышения точности отсчета необходимо увеличить диапазон углов поворота стрелки прибора. В электромеханических манометрах серии ЭМ вследствие применения четырех рамок лого-метрического указателя, расположенных попарно под углом 90° , и специальной схемы потенциометра датчика давления угол поворота стрелки указателя достигает 270° . К манометрам этого типа относится манометр ЭМ-10, предназначенный для измерения давления топлива в газотурбинных двигателях, и манометр ЭМ-100. Суммарные погрешности комплекта манометров типа ЭМ, вызываемые остаточной деформацией чувствительного элемента, трением и шкаловыми погрешностями, составляют обычно $\pm 2\%$.

Электромеханические манометры с индуктивными датчиками. В последние годы широкое применение на самолетах для измерения давлений жидкостей и газов находят электромеханические дистанционные индуктивные унифицированные манометры типа ДИМ. Манометры этой серии имеют максимальные пределы измерений давлений от 0,8 до 300 кг/см^2 .

Принцип действия манометров серии ДИМ поясняется электрокинематической схемой, показанной на рис. 6.13. Индуктивный датчик манометра объединяет чувствительный элемент в виде гофрированной мембраны 2 и индуктивный преобразователь, состоящий из двух катушек индуктивности L_1 и L_2 с железными сердечниками 5 и якоря 4.

Указателем манометра служит магнитоэлектрический логометр с внутрирамочным магнитом 9, на одной оси с которым находится стрелка. Неподвижные рамки 7 крепятся на корпусе демпфера-успокоителя 8 под углом 120° одна к другой. Рамки логометра включены в мостовую измерительную схему, аналогичную схеме манометров типа ЭДМУ, но питаемую от бортового источника переменного тока частотой 400 гц. Для выпрямления переменного тока служат диоды Д1 и Д2, обеспечивающие неизменность направления тока в рамках магнитоэлектрического логометра.

Под воздействием давления мембрана 2 прогибается и через шток 3 перемещает якорь 4 вверх. При этом воздушный зазор S_1 уменьшается, а индуктивность L_1 и индуктивное сопротивление $X_1 = mL_x$ увеличиваются; воздушный зазор S_2 увеличивается, а индуктивность L_2 и индуктивное сопротивление $x_2 = \omega L_2$ уменьшаются. При $p = p_{\text{макс}}$ якорь будет занимать среднее положение, когда $S_1 = S_2$ и $X_1 = X_2$. Мост

будет находиться в равновесии, по его плечам и рамкам логометра будут протекать одинаковые токи. **По-134**

движный магнит 9 установится по направлению вектора результирующего магнитного потока рамок, а связанная с ним стрелка—на середине шкалы.

Изменение давления приводит к изменению индуктивности катушек и перераспределению токов в рамках логометра. Каждому положению якоря соответствует одно определенное положение стрелки.

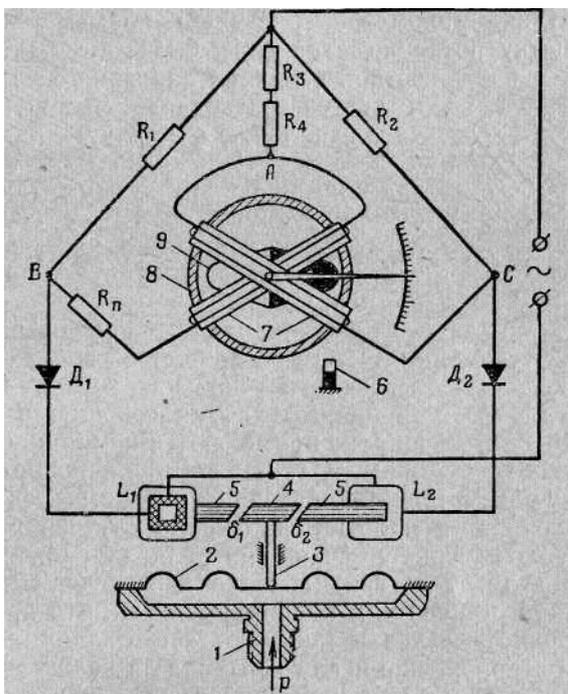


Рис. 6.13. Схема манометра с индуктивным датчиком:

1 — пружина; 2 — мембрана; 3 — шток; 4 — якорь; 5 — сердечники; 6 — постоянный магнит; 7 — рамки; 8 — демпфер-успокоитель; 9 — внутрирамочный магнит

Сигнализаторы давления. Помимо стрелочных манометров, позволяющих определить любое значение измеряемого давления, на самолетах применяются приборы, фиксирующие внимание экипажа на заданном или предельно допустимом значении давления. Такие приборы называются сигнализаторами давления. Они позволяют освободить экипаж самолета от непрерывного наблюдения за показаниями манометров. В общем случае сигнализаторы Давления (реле давления) служат для замыкания (размыкания) электрических цепей при соответствующих изменениях давления в воздушной, масляной, топливной и других системах самолета.

135

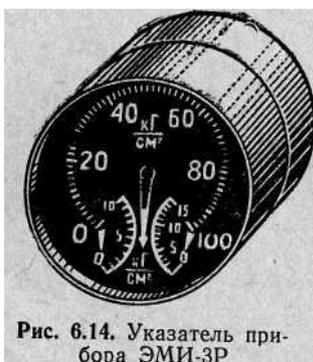


Рис. 6.14. Указатель прибора ЭМИ-ЗР

Например, сигнализатор давления СД-3 предназначен для подачи сигнала о понижении давления в магистрали низкого давления топливной системы ниже $0,3 \text{ кг/см}^2$, сигнализатор СД-Ю — для сигнализации о падении давления в масляной системе ниже 2 кг/см^2 , унифицированный сигнализатор СДУ5-1.65 — для сигнализации о падении давления в топливной магистрали перед насосом ниже $1,65 \text{ кг/см}^2$.

Датчик сигнализатора давления по внешнему виду не отличается от датчика манометра (рис. 6.12), но мембрана его перемещает не щетку потенциометра (рис. 6.11), а контакт. При расчетной величине давления этот контакт замыкается с неподвижным контактом, включая сигнальную лампочку.

Контакты сигнализаторов могут быть как нормально замкнутыми, так и нормально разомкнутыми. Шифр сигнализаторов давления с нормально разомкнутыми контактами содержит букву А на конце (например, СД-9А).

Комбинированные приборы. Для экономии места на приборной доске самолета, облегчения и ускорения контроля за работой авиадвигателей на современных самолетах широко применяются комбинированные приборы. К таким комбинированным приборам

относятся уже рассмотренные сдвоенные тахометры, сдвоенные термометры и сдвоенные манометры. В ряде случаев в одном корпусе объединяются приборы для контроля за равными параметрами одного и того же авиационного двигателя. Шкалы такого комбинированного указателя подбираются так, что при номинальном режиме работы стрелки занимают легко запоминающееся относительное положение и для контроля за режимом достаточно одного беглого взгляда на такой прибор.

Типичными комбинированными приборами последнего вида являются трехстрелочные моторные индикаторы ЭМИ-ЗР (для турбореактивных двигателей), ЭМИ-ЗК (для карбюраторных поршневых авиадвигателей) и ЭМИ-ЗНВ (для поршневых авиадвигателей с непосредственным впрыском). Каждый из этих приборов служит для измерения давления топлива, давления масла и температуры масла в соответствующем типу двигателя диапазоне. Комплект каждого прибора состоит из комбинированного трех-стрелочного указателя, датчиков манометра масла, манометра топлива и термометра масла.

Манометр масла индикатора ЭМИ-ЗР (рис. 6.14) собран по схеме манометров типа ЭДМУ», а манометр топлива — по схеме манометров типа ЭМ, чтобы обеспечить больший угол поворота подвижной системы, так как диапазон измерения давления топлива значительно больше, чем масла. Температура масла измеряется электрическим термометром сопротивления по схеме ТУЭ-48.

Особенности эксплуатации манометров. Перед полетом и после полета производится внешний осмотр приборов, проверяется надежность монтажа датчиков, соединительных трубопроводов и электрической проводки. Обязательно проверяется работоспособность приборов при включенном питании.

При включении питания стрелки манометров типа ЭДМУ, ЭМ и ДИМ должны устанавливаться на нулевые отметки шкал, если в системе отсутствует измеряемое давление. При выключении питания стрелки устанавливаются в крайнее левое положение. На номинальном режиме работы авиационного двигателя стрелки манометрических приборов находятся в пределах некоторых секторов шкал, иногда отмечаемых цветными красками. Стрелки электрического моторного индикатора на номинальном режиме работы располагаются в виде перевернутой буквы «Т».

§ 6.5. ТОПЛИВОМЕРЫ

Для измерения количества топлива в баках самолета применяются приборы, называемые топливомерами. В зависимости от рода топлива их иногда называют бензиномерами или керосино-4 мерами. К этой же группе приборов относятся и масломеры. На самолетах преимущественно используются дистанционные электро-механические поплавковые топливомеры и емкостные топливомеры. В топливомерах обоих типов с помощью датчиков измеряется уровень в баках, пропорциональный объему топлива в литрах. Измеренная высота уровня затем преобразуется в электрическую величину (сопротивление или емкость), включенную в измерительную систему прибора.

Неправильная выработка топлива из баков самолета может привести к нарушению центровки. Поэтому на самолетах, преимущественно на многомоторных, устанавливаются блоки автоматического управления порядком расходования топлива из отдельных баков или группы баков. Обычно эти блоки составляют единую систему с емкостными топливомерами.

Электромеханические поплавковые топливомеры. Электромеханические поплавковые топливомеры выпускаются нескольких модификаций: для измерения топлива «в одном баке самолета, для измерения суммарного количества топлива во всех баках, для поочередного измерения количества топлива во всех баках и, наконец, для измерения суммарного количества топлива во всех баках и поочередного измерения в каждом баке. В комплекты двух последних топливомеров, помимо датчика и указателя, входит переключатель.

Топливные баки самолетов имеют разнообразную форму, поэтому шкалы топливомеров тарируются для каждого типа самолета индивидуально. Этим же объясняется разнообразие марки-

ровок топливомеров. На самолетах применяются поплавковые топливомеры типа БЭ, БЭС, СБЭС, КЭ, КЭС, СКЭС, ТЭС и СТЭг. Например: КЭС-857, СКЭС-1877А, СБЭС-1357, ТЭС-1057Д, СТЭС-1147 и др. Буквы маркировки расшифровываются так: К! — керосиномер, Б — бензиномер, Т — топливомер, Э — электромеханический, С (первая) — суммирующий, С (последняя) — с сигнализацией остатка. Цифры

указывают номер тарировки, а буква после цифр — о наличии изменений, происшедших в тарировочных данных. Датчик электромеханического поплавкового топливомера (рис. 6.15) состоит из металлического или пенопластового поплавка 1, который при изменении уровня топлива в баке через тягу 3, коромысло 2 и рычаг 7 перемещает щетку 4 по потенциометру 5. Для герметизации внутреннего пространства бака использован сильфон 6.

В датчиках топливомеров с сигнализацией остатка имеется сигнальное устройство в виде контактов, которые замыкаются щеткой реостата при определенном уровне топлива и включают лампочку сигнализации.

Электрическая схема и принцип работы несуммирующих топливомеров аналогичны электрическим схемам и принципу работы манометров типа ЭДМУ. В схемах суммирующих поплавковых топливомеров сопротивления датчиков включаются как реостаты и соединяются последовательно, образуя переменное плечо моста. Величина каждого из сопротивлений пропорциональна количеству топлива в соответствующем баке, поэтому суммарное сопротивление будет пропорционально общему количеству топлива во всех баках.

Электромеханическим топливомерам присущи значительные методические погрешности, обуславливаемые наличием продольных и поперечных кренов самолета и действием ускорений. К числу конструктивных недостатков следует отнести наличие скользящих контактов, сложность профилирования потенциометров датчиков и затруднения при использовании их для контроля за запасом топлива в узких и высоких топливных баках. От этих недостатков свободны емкостные топливомеры.

138

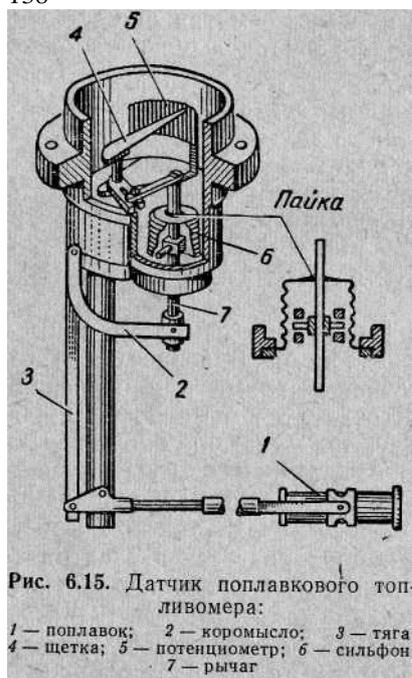


Рис. 6.15. Датчик поплавкового топливомера:
1 — поплавок; 2 — коромысло; 3 — тяга;
4 — щетка; 5 — потенциометр; 6 — сильфон;
7 — рычаг

Емкостные топливомеры. Емкостные топливомеры обычно объединяются в единое целое с системой управления выработкой топлива и называются СЭТС — суммирующий электроемкостный топливомер с сигнализацией. Это название не отражает всех решаемых функциональных задач. Назначением топливомера типа СЭТС являются: измерение суммарного количества топлива в баках самолета, измерение количества топлива в каждой из имеющихся групп баков, автоматическое управление порядком расхода топлива, сигнализация остатка и управление заправкой самолета топливом.

Для каждого типа самолета применяется система СЭТС определенной маркировки: СЭТС-60М, СЭТС-70С, СЭТС-90, СЭТС-230А и другие, принципиально не отличающиеся один от другого.

Принцип действия емкостного топливомера основан на измерении электрической емкости цилиндрического конденсатора — датчика, помещенного в бак самолета в вертикальном положении. Датчик (рис. 6.16) состоит из двух (или нескольких) концентрических труб, между которыми имеется зазор. Высота такого конденсатора равна высоте бака; а электрическая емкость зависит от уровня, т. е. от объема топлива. Полная емкость датчика равна сумме емкостей нижней высотой h_1 и верхней высотой h_2 — L_1 частей.

Так как диэлектрические постоянные воздуха ϵ_B и топлива ϵ_T различны, то при изменении уровня топлива будет меняться и емкость конденсатора. Можно показать, что емкость датчика пропорциональна высоте уровня топлива в баке и определяется формулой

$$C = k_0 + k_1 h_T \quad (6.4)$$

где

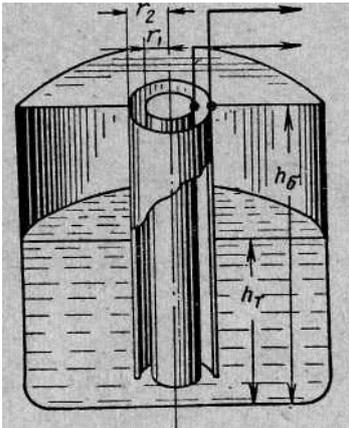


Рис. 6.16. Схема емкостного датчика топливомера

Достоинством емкостных топливомеров являются «простота конструкции их датчиков, отсутствие подвижных контактов и малые методические погрешности, вызываемые кренами и ускорениями самолета. Последнее объясняется тем, что в разных местах бака

139

$$k_0 = \frac{\epsilon_B h_0}{4,14 \lg \frac{r_2}{r_1}};$$

$$k_1 = \frac{\epsilon_T - \epsilon_B}{4,14 \lg \frac{r_2}{r_1}}.$$

устанавливается несколько датчиков. При параллельном соединении емкостей датчиков суммарная их емкость практически не зависит от наклона поверхности топлива.

Для увеличения емкости датчики обычно собирают из 3—5 коаксиальных цилиндров. Равномерность шкалы указателя обеспечивается вырезами на поверхности труб датчиков, форма и количество которых зависят от формы баков.

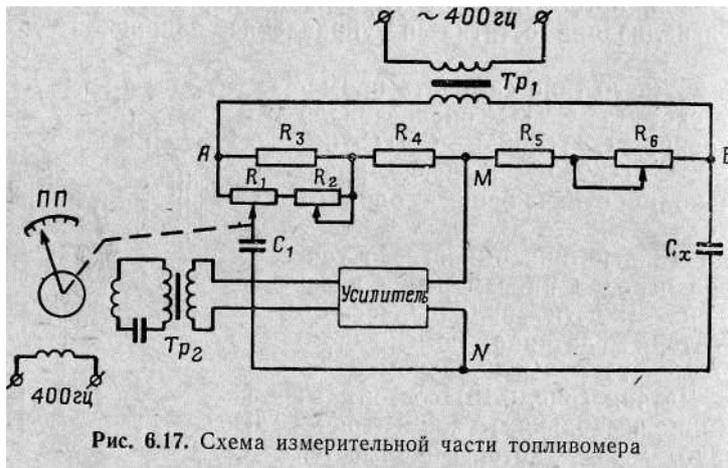


Рис. 6.17. Схема измерительной части топливомера

Измерение величины емкости датчика и перевод ее в значение количества топлива в баке осуществляются с помощью самоуравновешивающегося моста переменного тока или дифференциальной схемы сравнения токов. На рис. 6.17 приведена принципиальная схема измерительной части топливомера СЭТС-230А.

Самоуравновешивающийся измерительный мост переменного тока состоит из активных сопротивлений $R_1 - R_6$, являющихся двумя плечами мо-

ста, и емкостей C_1 и C_x , образующих другие плечи моста постоянная емкость, C_x — переменная емкость датчика). К диагонали моста AB подведено переменное напряжение от вторичной обмотки трансформатора Tp_1 .

При некотором значении емкости C_x мост находится в равновесии и напряжение на диагонали MN равно нулю. В результате понижения или повышения уровня топлива в баке изменяется емкость C_x , нарушается равновесие моста и появляется разность потенциалов между точками M и N . Эта разность потенциалов

усиливается усилителем и поступает через трансформатор Tr_1 на управляющие обмотки двигателя ДИД-0,5, ротор которого, вращаясь, передвигает щетку делителя напряжения R_1 в такое положение, при котором разность потенциалов между точками M и N снова станет равной нулю. Вместе со щеткой делителя напряжения перемещается и стрелка указателя топливомера, связанная через редуктор с осью двигателя.

140

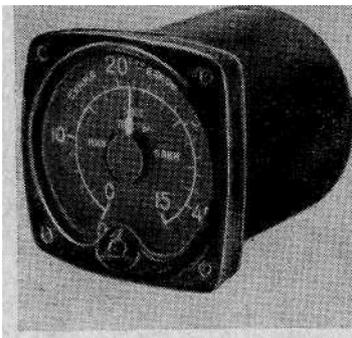


Рис. 6.18. Указатель топливомера

При начальном значении емкости $C_x = C_0$, что соответствует пу-тому баку, мост с помощью реостата R_e регулируется так, чтобы етка потенциометра R_1 находилась в крайнем положении, стрелка указателя — на нулевой отметке шкалы. При емкости $C_x = C_{пл}$, соответствующей полоастью залитому баку, реостатом R_2 ост регулируется так, чтобы щетка потенциометра R_1 находилась другом крайнем положении, а стрелка указателя показывала алитое количество топлива.

Для измерения суммарного количе-ва топлива во всех баках или груп-ах баков емкости C_x всех датчиков пециальным переключателем соеди-яются параллельно. Одновременно араллельно емкости C_x подключается .ополнительная емкость для настрой-и схемы. Внутренняя шкала указателя (рис. 6.18) служит для отсчета количества топлива в одной группе баков (или в одном баке), а внешняя — сум-и марного количества топлива.

Автоматическое управление расходом топлива. Для подачи топлива из баков к двигателям на самолетах и вертолетах используются электрические подкачивающие топливные насосы. Работой этих насосов управляет автомат программного расхода топлива системы СЭТС, ^обеспечивающий выработку топлива из баков в такой последовательности, при которой сохраняется центровка летательного аппарата.

Чувствительными элементами автомата программного расхода топлива являются индуктивные датчики уровней топлива, которые располагаются во внутренней полости емкостного датчика топливомера (рис. 6.19) на центральном стержне /. Состоит датчик из поплавка 2 с ферромагнитным сердечником 3 и катушки индуктивности 4. Иногда на стержне размещаются два поплавка и две катушки индуктивности, в верхней и нижней частях датчика. Используются также индуктивные датчики-сигнализаторы, имеющие только индуктивный сигнализатор.

По мере выработки топлива поплавок опускается и при определенном уровне топлива вводит сердечник 3 в катушку индуктивности 4. При этом резко меняется индуктивное сопротивление катушки.

Катушка индуктивности L_1 датчика является плечом моста переменного тока (рис. 6.20), а другим плечом служит катушка L_2 с постоянной индуктивностью, размещаемая в блоке автоматики СЭТС. Остальные плечи моста L_3 и L_4 образуются половинами вторичной обмотки трансформатора, на первичную обмотку которого подается переменный ток напряжением 115 в частотой 400 гц.

141

При полной заправке бака топливом индуктивность катушки Z_1 , датчика минимальна, мост уравновешен и реле P обесточено. При введении сердечника в магнитное поле катушки, что происходит на определенном уровне топлива, резко возрастает индуктивность катушки L_1 , нарушается равновесие моста и появляется разность потенциалов на вершинах AB диагонали моста. Это напряжение выпрямляется мостовой схемой на диодах и подается на обмотку высокочувствительного электромагнитного реле P . Реле срабатывает и своими контактами включает питание обмотки контактора включения электродвигателя подкачивающего топливного насоса и замыкает цепь сигнальной лампы.

Блок автоматики расхода топлива содержит несколько мостов переменного тока рассмотренного вида, каждый из которых обслуживает свой бак или группу баков. Подача

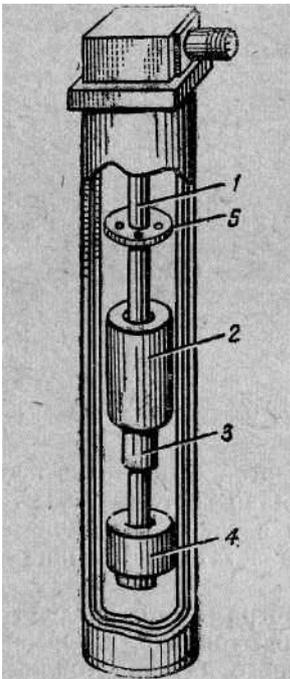


Рис. 6.19. Устройство емкостного и индуктивного датчиков уровня топлива:

1 — стержень; 2 — поплавок; 3 — сердечник; 4 — катушка индуктивности; 5 — диск

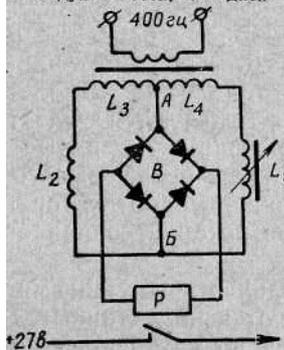


Рис. 6.20. Схема включения датчика автомата расхода топлива

топлива в авиационный двигатель начинается с одного из баков. После его опорожнения срабатывает мостовая схема автоматики этого бака и подключается электродвигатель топливного насоса следующего по программе расхода бака с одновременным выключением электродвигателя топливного насоса опорожненного бака и т. д. В программе работы предусмотрено также включение топливных насосов некоторых баков на перекачку топлива в ряд других баков, уже освобожденных. При выработке топлива из последнего по программе расхода бака (группы баков) до

142

определенного уровня срабатывает индуктивный датчик — сигнализатор критического остатка топлива и через мостовую схему передается сигнал на включение красной лампочки сигнализации.

На многих самолетах подкачивающие топливные насосы могут работать в трех режимах: основном, форсированном и дежурном. Эти режимы отличаются скоростью вращения приводов насосов и соответственно давлением топлива в отводящей магистрали.

В топливомерах СЭТС, используемых на самолетах, устанавливаются индуктивные датчики верхнего и нижнего уровня топлива расходных баках всех групп. При этом нижние датчики через лостовые схемы и усилители включают подкачивающие насосы следующих по программе выработки групп в основной режим и переводят подкачивающие насосы собственных групп на форсированный режим. Верхние датчики отключают подкачивающие насосы предыдущих групп с израсходованным топливом,

работавших в форсированном режиме. В дежурном режиме обычно работают подкачивающие насосы последней группы баков, при этом топливо в них не расходуется, но в случае отказа насосов любой из Яред-иствующих групп авиадвигатель обеспечивается топливом под несколько меньшим давлением.

§ 6.6. РАСХОДОМЕРЫ

Приборы, предназначенные для определения расхода топлива, носят название расходомеров. В авиации находят применение суммирующие расходомеры, расходомеры суммарного и мгновенного расхода топлива, топливомеры-расходомеры.

Суммирующие расходомеры. Наибольшее применение на самолетах и вертолетах получили скоростные суммирующие расходомеры, показывающие количество израсходованного топлива с момента запуска авиадвигателей (или величину остатка топлива

в баках) в литрах или килограммах. Принцип действия скоростных суммирующих расходомеров основан на измерении скорости потока топлива в питающей магистрали с помощью спиральной крыльчатки (турбинки), помещенной в этот поток. Скорость вращения крыльчатки пропорциональна скорости потока, т. е. расходу топлива, и измерение расхода сводится к измерению скорости

вращения крыльчатки.

В датчике расходомера скорость вращения крыльчатки преобразуется в электрические импульсы, число m которых в единицу времени пропорционально скорости вращения крыльчатки.

Суммарный расход топлива Q_s за время t будет

(6.5)

Здесь буквой M обозначено общее число электрических импульсов за время t ; k — коэффициент пропорциональности.

143

$$Q_s = k \int_0^t m dt = kM.$$

Описанный принцип измерения использован в суммирующих расходомерах СРБ-6, РТС16А-4 и др.

Датчик расходомера (рис. 6.21), включаемый в топливную магистраль авиадвигателя, представляет собой пятилопастную крыльчатку 1, помещенную в направляющий аппарат. Крыльчатка с помощью червячного редуктора вращает стальной кулачок 2 индуктивно-импульсного устройства. При этом периодически меняется величина магнитной проницаемости железного сердечника 3 и, следовательно, индуктивное сопротивление катушки 4. Здесь же на магнитопроводе 4 располагается катушка L_2 с неизменным индуктивным сопротивлением.

Индуктивности датчика L_x и L_2 являются плечами моста принципиальной схемы комплекта расходомера (рис. 6.22). Два других плеча моста L_3 и L_4 образованы вторичной обмоткой трансформатора Tr . При вращении крыльчатки периодически меняется индуктивность катушки L_1 и, следовательно, нарушается и восстанавливается равновесие моста. Это вызывает периодическое появление на выходе моста $a-b$ импульсов напряжения переменного тока, частота которых пропорциональна скорости вращения крыльчатки. С выхода моста импульсы напряжения переменного тока поступают на двухполупериодный выпрямитель с удвоением напряжения, собранный на двух германиевых диодах и конденсаторах C_3, C_4 .

Тиратронный прерыватель служит для усиления сигналов, поступающих с выпрямителя.

При отсутствии импульса напряжения с удвоителя к сетке тиратрона подводится нулевой потенциал относительно катода. В этом случае тиратрон, питающийся напряжением 48 в от обмотки трансформатора, зажигается и гаснет с частотой 400 гц. Постоянная составляющая пульсирующего анодного тока тиратрона замыкается через обмотку электромагнита, и якорь его будет притянут к сердечнику. При разбалансе моста с выпрямителя к сетке тиратрона подводится отрицательный потенциал и тиратрон не зажигается. Обмотка электромагнита при этом обесточивается, отпуская якорь. При каждом притяжении якоря поворачивается на один зуб храповое колесо шагового механизма, которое через

144

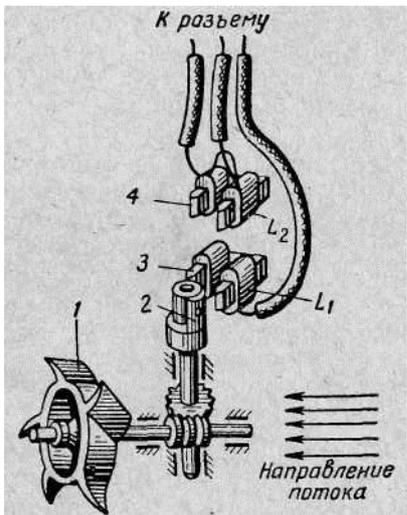


Рис. 6.21. Конструктивная схема датчика расходомера:
1 — крыльчатка; 2 — кулачок; 3 — сердечник; 4 — магнитопровод

редуктор соединено со стрелкой указателя расходомера. Последняя, перемещаясь, показывает запас топлива в баках.

Шкала указателя оцифрована от 0 до 12 000 кг с ценой деления 200 кг. На лицевой части указателя имеется кремальера, с помощью которой стрелка прибора устанавливается на деление шкалы, соответствующее количеству залитого топлива.

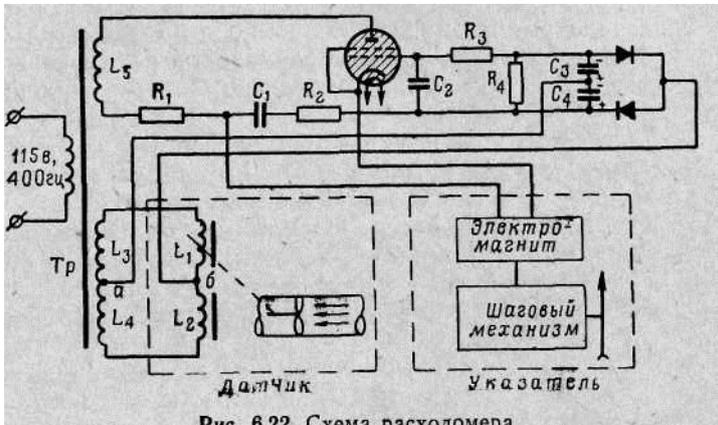


Рис. 6.22. Схема расходомера

Величина погрешностей комплекта суммирующих расходомеров не превышает $\pm 2,5\%$ максимального значения шкалы прибора.

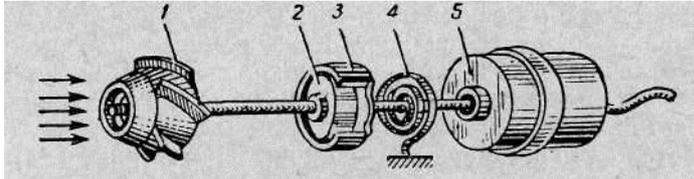


Рис. 6.23. Конструктивная схема устройства датчика мгновенного (часового) и суммарного расхода топлива:
1 — крыльчатка; 2 — магнит; 3 — стакан; 4 — пружина; 5 — селесин-датчик

Расходомеры суммарного и мгновенного расхода топлива. Типичным расходомером суммарного и мгновенного расхода служит расходомер РТМС-4, предназначенный для измерения суммарного (до 25 000 л) и мгновенного (часового) расхода топлива авиадвигателем (от 500 до 4000 л/час). Измерение суммарного расхода в принципе ничем не отличается от измерения его расходомерами

РТС 16 А.

В датчике РТМС-4 имеются две крыльчатки, одна из которых предназначена для измерения суммарного, а другая — часового расхода топлива (рис. 6.23). Последняя приводит во вращение

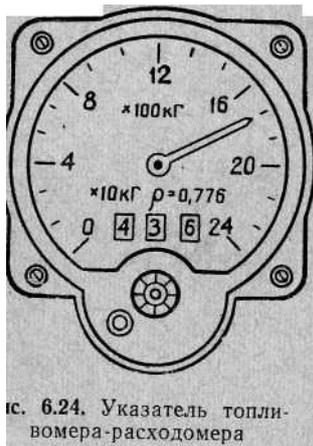


рис. 6.24. Указатель топли-
вомера-расходомера

аагнит z , который увлекает за собой стакан 3 из марганцевого ЛЮМИНИЯ, укрепленный на оси бесконтактного сельсин-датчика 5 . Непрерывному вращению ротора сельсин-датчика препятствует противодействующая пружина 4 . Следовательно, угол поворота ро-ора сельсин-датчика будет пропорционален скорости вращения рывчатки, т. е. мгновенному расходу топлива. Сельсин-датчик связан дистанционной передачей с сельсин-приемником, размещен-ым в указателе расходомера. Синхронно с ротором сельсин-датчика поворачивается ротор сельсин-приемника, на оси которого укреплена стрелка часового расхода топлива.

Указатель расходомера РТМС-4, таким образом, имеет две стрелки и две шкалы. По внутренней шкале отсчитывается суммарный остаток топлива в топливных баках самолета, а по внешней—часовой расход топлива.

Топливомеры-расходомеры. Они представляют собой комбинированные приборы, сочетающие электроемкостный топливомер типа СЭТС и скоростной суммирующий расходомер типа РТС16А. К ним относятся топливомеры-расходомеры ТР-54 различных модификаций, которые обеспечивают измерение суммарного запаса топлива в баках самолета по шка-

иМ топливомерной и расходомерной частей прибора, программное гравление выработкой топлива, сигнализацию критического остат-и полной выработки топлива. Модификации топливомера-расхо->мера отличаются одна от другой количеством элементов ком- [екта емкостных датчиков, индуктивных датчиков уровня, числом)стов автоматики и пр.

Указатель топливомера-расходомера ТР-54 (рис. 6.24) состоит двух самостоятельных частей: топливомерной и расходомерной. 'пливомерная часть полностью идентична с указателями топли-меров типа СЭТС и имеет шкалу от 0 до 2400 кг. Отсчет по-заний производится по положению стрелки. Расходомерная часть стоит из электромагнита с редуктором, передающим перемеще-е якоря на трехбарабанный цифровой счетчик. Показания рас-домомера считываются с барабанов через три окошечка в шкале ибора.

На лицевой стороне указателя располагается кнопка проверки ботоспособности топливомерной части. При нажатии на нее)елка указателя топливомера должна устанавливаться на нуле-ю'отметку шкалы. Там же находится кремальера для установки рабанов цифрового счетчика на количество топлива, залитого в ки самолета.

Особенности эксплуатации топливомеров и расходомеров. Топ-

ливомеры, расходомеры и автоматика управления выработкой топлива контролируются в процессе предполетной и предварительной подготовки самолета, при проведении регламентных работ, а также в процессе полета.

При предполетной и предварительной подготовке производится внешний осмотр и проверяется работоспособность топливомеров и расходомеров. При этом особое внимание обращается на соответствие показаний топливомеров и расходомеров фактическому запасу топлива в баках самолета, исправность автомата программного расхода и на исправность сигнализации. После заправки самолетных баков топливом стрелка расходомера с помощью кремальеры устанавливается на деление шкалы, соответствующее количеству залитого топлива.

Для проверки работоспособности комплекта емкостного топли- вомер-а при измерении суммарного запаса топлива необходимо поставить переключатель в положение «Сумма» и нажать кнопку «Проверка» на передней панели блока измерения. При этом стрелка указателя должна перемещаться вправо. Затем, перемещая переключатель из положения «Сумма» в положение, соответствующее каждой из имеющихся

групп баков, и нажимая кнопку «Проверка», поочередно проверить работоспособность схемы при измерении топлива в каждой из групп баков. Стрелка также должна перемещаться вправо.

При выключенном питании стрелки указателей топливомеров типа СЭТС и топливомерной части указателя ТР-54 могут находиться на любой отметке шкалы, так как в этих приборах отсутствует возвратная пружина.

Проверка емкостного топливомера в полете производится нажатием кнопки на корпусе указателя. При исправной схеме стрелка должна перемещаться к нулевой отметке шкалы. Следует помнить, что показания топливомеров правильны, если самолет летит горизонтально без кренов и без ускорения.

В процессе эксплуатации емкостных топливомеров возможны случаи, когда они дают завышенные показания. Происходит это из-за загрязнения датчиков осадками, выпадающими из топлива. Устраняется эта неисправность промывкой датчиков с последующей их проверкой.

Проверка основных параметров топливомеров, автоматики программного расхода топлива и расходомеров производится при проведении регламентных работ с помощью специальных переносных поверочных установок. I

§ 6.7. УКАЗАТЕЛИ ПОЛОЖЕНИЯ ОРГАНОВ УПРАВЛЕНИЯ

Указатели положения предназначены для контроля за углами отклонения закрылков, триммеров рулей и элеронов, шасси, стабилизатора, створок радиаторов и противопомпажных створок, конуса воздухозаборника двигателя и т. д. Эти приборы условно обо-

147

начаются: указатель положения закрылков — УЗП, указатель положения конуса воздухозаборника — УПК, указатель положения стабилизатора — УПС, указатель положения противопомпажных створок — УПСТ, указатель шага винта — УШВ, указатель положения заслонок — УПЗ, указатель положения триммеров — УПТ, указатель положения рычага топлива — УПРТ. Довольно часто применяются универсальные указатели угловых величин УПУ.

Все указатели положения являются электромеханическими дистанционными приборами, одинаковыми по принципу действия, и [ало отличаются по конструктивному оформлению.

Принцип действия указателей положения элементов самолета основан на применении трехпроводной потенциометрической дистанционной передачи, состоящей из кольцевого потенциометра и релактационного магнитоэлектрического логометра с внутрирабочным подвижным магнитом. На оси магнита закрепляется гребка указателя.

Шкалы измерителей в зависимости от назначения указателя положения имеют различную оцифровку. Например, шкалы указателей положения УПК и УПСТ оцифрованы в процентах от 0 до 100.

ГЛАВА 7

ПИЛОТАЖНО-НАВИГАЦИОННЫЕ ПРИБОРЫ И ИЗМЕРИТЕЛЬНЫЕ СИСТЕМЫ

§ 7.1. ВЫСОТОМЕРЫ

Назначение и устройство приемников воздушных давлений.

Приемник воздушных давлений (ПВД) обеспечивает подвод полного и статического давлений ко всем анероидно-мембранным измерителям, измерителям-датчикам и сигнализаторам высоты и скоростей полета летательного аппарата.

В корпусе / приемника воздушных давлений (рис. 7.1) имеется трубка 3 полного давления и полость 5 статического давления. Корпус ПВД спереди открыт и устанавливается точно по направлению полета самолета. Полость статического давления спереди закрыта, но сбоку имеет отверстия 4, соединяющие полость с атмосферой. Отверстия эти должны быть расположены в том месте корпуса, где атмосферное давление соответствует невозмущенной среде при полете летательного аппарата. К соответствующим приборам полное давление p_2 подводится по трубке 3, а статическое давление p_1 — по трубке 6.

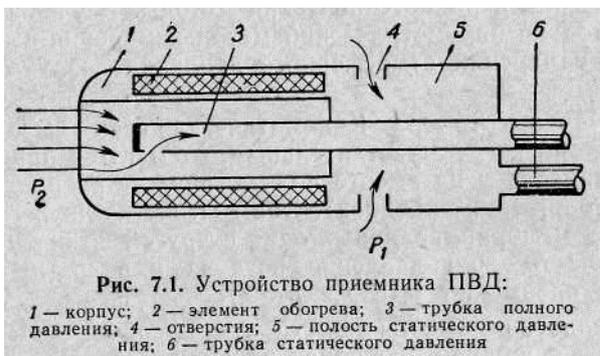


Рис. 7.1. Устройство приемника ПВД:

1 — корпус; 2 — элемент обогрева; 3 — трубка полного давления; 4 — отверстие; 5 — полость статического давления; 6 — трубка статического давления

В целях повышения надежности на летательных аппаратах устанавливают два или более приемников воздушных давлений ПВД или приемники типа ПВД и типа ТП-156.

Приемник ТП-156 в отличие от ПВД имеет лишь трубку полного давления (статическая трубка отсутствует) и крепится непосредственно с наружной стороны борта летательного аппарата. При работе от приемника ТП-156 статическое давление к приборам подводится по специальному трубопроводу, который подводится к отверстию, расположенному непосредственно на обшивке борта летательного аппарата. Для предупреждения обледенения все приемники воздушных давлений имеют электрический обогрев в виде элемента 2 из нихромового проводника. Приемники воздушных давлений и трубопроводы статического и динамического давлений образуют систему ПВД.

Виды высот полета и методы их измерения. При полете летающего аппарата над поверхностью земли различают следующие высоты полета:

- абсолютная высота — высота полета над уровнем моря;
- относительная высота — высота относительно какого-либо определенного (условного) места на Земле (места взлета, посадки, цели и т. п.);
- истинная высота — высота над пролетаемой местностью. Для измерения высоты наибольшее распространение находят барометрический и радиотехнический методы. В учебнике рассматривается только барометрический метод измерения высоты, основанный на измерении атмосферного давления воздуха на высоте полета.

Устройство высотомера. Кинематическая схема высотомера изображена на рис. 7.2. Чувствительным элементом прибора, измеряющим давление p на высоте полета, служит анероидная коробка (или блок таких коробок). Она состоит из двух гофрированных упругих мембран, спаянных одна с другой по внешней окружности. После откачки давление воздуха в полости анероидной коробки не превышает $0,15 \text{ мм рт. ст.}$

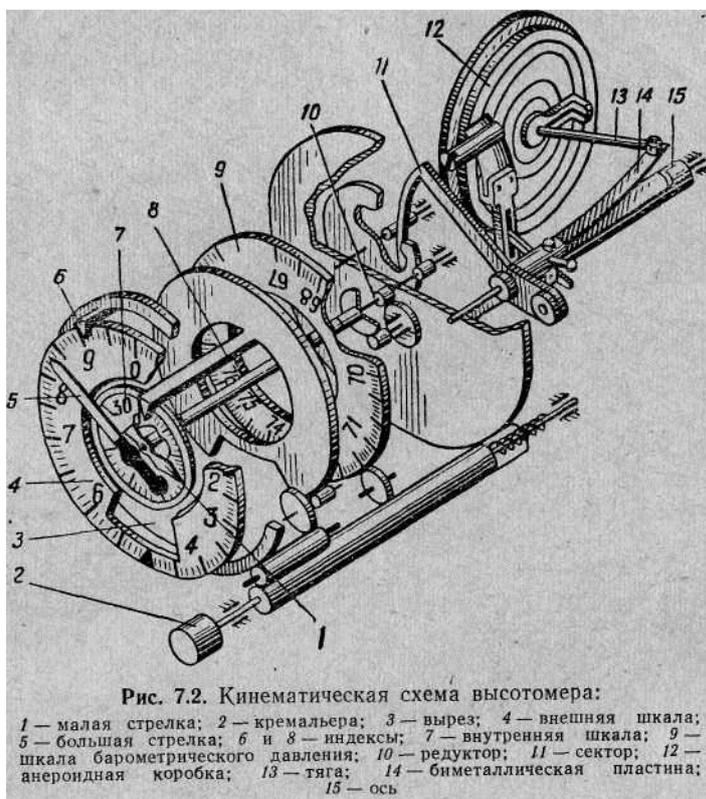
При увеличении высоты полета атмосферное давление уменьшается и анероидная коробка расширяется. При этом через ягу 13, биметаллическую пластину 14 и ось 15- перемещение подвижного центра анероидной коробки преобразуется в угол поворота сектора. С помощью зубчатого зацепления сектор 11 поворачивает большую стрелку 5 прибора, а через редуктор 10 — малую стрелку 1.

При подъеме на каждую 1000 м высоты большая стрелка 5 делает один оборот. Внешняя шкала 4 прибора проградуирована сотнях и десятках метров. При подъеме на 28 км стрелка высотомера ВД-28 делает 28 оборотов. Малая стрелка вращается в двадцать восемь раз медленнее и служит для отсчета количества километров высоты по внутренней шкале 7 прибора.

50

I

Атмосферное давление не остается всегда постоянным и меняется во времени. При этом будут меняться и показания высотомера, хотя на самом деле высота не меняется. Такое изменение показаний является методической погрешностью прибора. Для устранения этой погрешности прибор имеет кремальеру 2, с помощью которой стрелки прибора перед полетом устанавливаются на нуль. При этом поворачивается шкала 9 барометрического дав-



ления и в вырезе 3 внешней шкалы против нижнего индекса устанавливается значение барометрического давления, которое имеется в данный момент в месте расположения самолета. Если в полете по шкале барометрического давления установить значение давления, которое существует в месте посадки, то высотомер будет давать показания высоты относительно этого места посадки. При вращении ручки кремальеры 2 стрелки и шкала давления двигаются одновременно. Однако если отвернуть цилиндрическую гайку у основания ручки и вытянуть ручку на себя, то появляется возможность вращать только шкалу давления. Такое расцепление механизма

151

стрелок и шкалы требуется для первоначальной установки соответствия показаний стрелок и барометрической шкалы. Однако в процессе предполетных и предварительных подготовок после установки стрелок на нуль нельзя отворачивать кремальеру и вращать только шкалу барометрического давления, чтобы установить ее в соответствии с атмосферным давлением на аэродроме. Несоответствие показаний стрелок и шкалы барометрического давления прибора может быть следствием неисправности прибора. Поэтому если после установки стрелок на нуль показания этой шкалы отличаются от атмосферного давления более чем на ± 4 мм рт. ст., прибор следует снять и проверить на специальной установке.



Рис. 7.3. Высотомер ВДИ-30

Помимо стрелок, прибор имеет индексы 6 и 8, связанные со шкалой барометрического давления. Если стрелки прибора установить на нуль перед взлетом, то индексы покажут высоту мета взлета относительно уровня, на котором давление равно 60 мм рт. ст.

Имеются высотомеры ВДИ с индексом команд (рис. 7.3). По сигналу с земли (или с другого самолета) специальный индекс Я устанавливается на отметке шкалы прибора, на которую обращается внимание экипажа. Сигнал, уровень которого определяется даваемой высотой, принимается специальным

радиоприемником, усиливается усилителем и подается на потенциометрическую мостовую схему следящей системы указателя. С выхода этой схемы сигнал поступает на электродвигатель ДИД-0,5 указателя. Последний перемещает индекс I и щетку потенциометра обратной связи в сторону уменьшения напряжения на выходе мостовой схемы, устраняя рассогласование. У высотомера ВДИ индексы 6 и 8

52

(рис. 7.2) отсутствуют. В остальном шкала его аналогична шкале обычного высотомера ВД-30.

С изменением числа M полета происходит изменение эпюры давлений вдоль приемника ПВД. При этом у отверстий приемника статического давления давление становится отличным от статического и зависит от величины числа M полета. Это вызывает увеличение методической погрешности высотомера. Для устранения этой погрешности иногда используется электромеханический барометрический высотомер, блок-схема которого изображена на рис. 7.4. Здесь статическое давление подается в блок анероидных

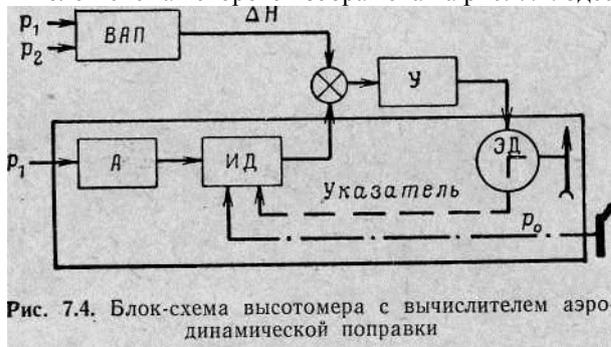


Рис. 7.4. Блок-схема высотомера с вычислителем аэродинамической поправки

коробок A , которые перемещают шток индуктивного датчика $ИД$. Сигнал от $ИД$ усиливается усилителем $У$, управляющим электродвигателем $ЭД$. Последний перемещает стрелку высотомера и вводит сигнал обратной связи в индуктивный датчик.

В специальном блоке — вычислителе аэродинамической поправки $ВАП$ — определяется значение сигнала поправки $\Delta H = \Delta p / (M)$. Этот сигнал суммируется с сигналом индуктивного датчика на входе в усилитель $У$.

Значение статического давления p_0 у поверхности земли вводится кремальерой, расположенной на лицевой стороне указателя. Указатели с аэродинамической поправкой обеспечивают более точное выдерживание заданного эшелона по высоте полета.

Для автоматического дистанционного ввода в прицелы сигналов, пропорциональных барометрической высоте полета, используются датчики высоты, например- ДВ-15 (цифра 15 означает максимальную высоту в километрах, сигнал о которой выдается прибором). Он представляет собой упрощенную конструкцию рассмотренного высотомера типа ВД-28, в которой имеется одна шкала и одна стрелка (вместо двух шкал и стрелок в ВД-28), отсутствует шкала барометрического давления с соответствующими индексами и кремальерой. С осью стрелки связана щетка потенциометра. С изменением высоты полета щетка перемещается по потенциометру так, что напряжение, снимаемое с него, оказывается пропорциональным высоте полета.

153

Иногда для получения сигнала о достижении заданной высоты полета применяются сигнализаторы высоты полета. Сигнализатор высоты представляет собой высотомер, на подвижном центре анероидной коробки которого закреплен электрический контакт, второй контакт крепится на корпусе прибора. Контакты электрически изолированы один от другого. При достижении расчетной высоты полета контакты замыкают или размыкают определенную электрическую цепь. В некоторых сигнализаторах вместо рассмотренных контактов устанавливаются микровыключатели.

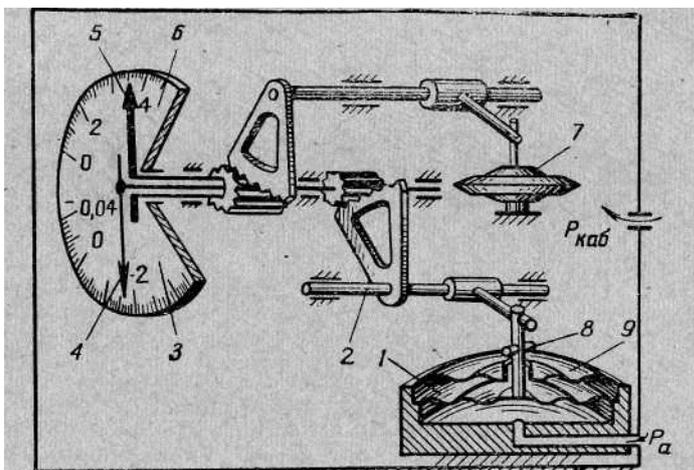


Рис. 7.5. Схема указателя «высоты» и перепада давлений в кабине:

1 и 9 — мембраны; 2 — ось; 3 — нижняя шкала; 4 и 5 — стрелки; 6 — верхняя шкала; 7 — anerоидная коробка; 8 — штифт

Указатель высоты и перепада давлений. На приборной доске етчика устанавливается указатель высоты и перепада давлений 'ВПД, предназначенный для измерения «высоты» в герметиче-кой кабине и разности между давлениями в кабине и окружаю-1ей самолет атмосферы.

Указатель представляет собой комбинированный прибор, со-гоящий из помещенных в одном корпусе двух независимых один г другого приборов — высотомера и кабинного дифференциаль-ого манометра. В корпус прибора (рис. 7.5) через открытый шту-ер подводится давление $p_{каб}$ воздуха в кабине. Оно воздействует а anerоидную коробку 7, перемещение центра которой через по-ую ось передается на стрелку 5. Отсчет «высоты» в кабине про-зводится по верхней шкале 6 прибора. Если кабина разгермети-ярована, то показания прибора с некоторой погрешностью будут ^ответствовать высоте полета самолета. Погрешность обуслов-ена тем, что в корпус прибора подводится не статическое дав-ение атмосферы, а давление в кабине; эти давления в полете не-

54

1

Исколько отличаются один от другого даже при разгерметизированной кабине.

Под мембрану 1 дифференциального манометра подводится [статическое давление p_a из окружающей самолет атмосферы. !С другой стороны на эту мембрану воздействует давление $p_{каб}$ [воздуха кабины. В результате перемещение центра мембраны ока-[зывается пропорциональным разности давлений $/?_{каб} — /?_a$.

Если давление в кабине больше атмосферного, то центр мембраны 1 прогибается вниз. При этом через штифт 8 происходит перемещение и центра второй мембраны 9. Следовательно, когда $P_{каб} > p_a$, величина перемещения центра мембран пропорциональна суммарной жесткости мембран 1 и 9. Через ось 2 движение мембран передается на стрелку 4, которая перемещается при этом в направлении против движения стрелки часов. Отсчет разности давлений производится по нижней шкале 3 прибора, которая про-градуирована в единицах давления. Максимальное значение шкалы соответствует разности давлений $p_{каб} — P_a = 0,6 \text{ кг/см}^2$.

Если давление в кабине становится меньше атмосферного, то центр мембраны 1 перемещается вверх. При этом штифт 8 отходит от мембраны 9 и последняя выключается из работы. Следовательно, перемещение центра мембраны / оказывается пропорциональным жесткости только одной мембраны /. Это сделано для того, чтобы прибор был более чувствителен к отрицательным перепадам давлений ($p_{каб} — P_a < 0$), так как прочность кабины не рассчитывается на их большие значения. При отрицательных перепадах давлений стрелка 4 перемещается от нулевого деления шкалы 3 в направлении движения стрелки часов. Максимальное значение шкалы в этом направлении соответствует разности давлений $/7_{каб} — P_a — — 0,04 \text{ кг/см}^2$.

Погрешности и особенности эксплуатации барометрических измерителей высоты. Барометрические измерители высоты обладают инструментальными и методическими погрешностями.

Инструментальные погрешности являются результатом изменений температуры, сил трения, гистерезиса мембран, неуравновешенности подвижных частей, неточности градуировки шкалы указателя. Уменьшение влияния этих факторов на точность приборов достигается соответствующей технологией изготовления деталей прибора. Для уменьшения влияния изменений температуры окружающей среды на точность показаний в измерителях высоты применяются специальные устройства температурной компенсации.

Инструментальные погрешности современных барометрических высотомеров находятся в пределах от ± 20 до ± 50 м на высотах полета от 0 до 500 м и $\pm 2\%$ на больших высотах.

Перед вылетом самолета стрелки высотомера устанавливаются на нуль; при этом барометрическая шкала укажет давление, которое наблюдается на месте взлета, а индексы *б* и *в* (рис. 7.2) укажут высоту относительно условного уровня моря. Если стрелки установлены на нуль, а показания барометрической шкалы не со-

156

ответствуют величине барометрического давления более чем на ± 4 мм рт. ст., то высотомер необходимо снять и тщательно проверить в ТЭЧ.

Зная давление на месте посадки или в промежуточной точке пути следования самолета, летчик может установить с помощью кремальеры 2 на шкале барометрического давления давление в этом пункте. Стрелки при этом покажут высоту полета самолета над ним.

При посадке на высокогорные аэродромы, где давление меньше 670 мм рт. ст., поправка на давление вводится с помощью индексов, а барометрическая шкала при этом перекрывается шторкой. Для внесения поправки необходимо получить по радио сведения об относительной высоте (относительно условного уровня моря) на месте посадки и установить индекс против этой высоты по циферблату прибора. Этим в показание прибора вводится поправка аналогично введению поправки с помощью барометрической шкалы.

Для соблюдения в полете заданной высоты эшелона необходимо установить на барометрической шкале давление 760 мм рт. ст. или индексы на отметку «0».

Следует помнить, что при больших дозвуковых и сверхзвуковых скоростях полета вследствие появления местных разрежений и скачков уплотнения воздуха в области отверстий приемника статического давления ПВД возможны значительные погрешности измерителей скорости и высоты полета. Поэтому на малых высотах полета нельзя руководствоваться показаниями барометрических высотомеров (если в конструкции ПВД не предусмотрены специальные меры по устранению отмеченных явлений или же если не используются высотомеры с блоком ВАП введения аэродинамической поправки). По показаниям барометрических высотомеров нельзя также производить посадку, поскольку только инструментальные погрешности их на высоте $Y = 0$ могут достигать ± 20 м.

§ 7.2. УКАЗАТЕЛИ СКОРОСТЕЙ И ЧИСЕЛ М ПОЛЕТА / $\dot{v} \cdot \rho^{-1/2}$

Виды скоростей полета и методы их измерения. При полете летательных аппаратов принято различать истинную воздушную, индикаторную, приборную воздушную, путевую и вертикальную скорости полета (названия скоростей установились исторически и не всегда имеют строгое логическое обоснование).

Истинной воздушной скоростью называется скорость движения самолета относительно воздуха в направлении продольной оси самолета. С увеличением высоты полета плотность воздуха уменьшается. При этом в целях сохранения неизменной величины скоростного напора (т. е. величин аэродинамических сил) истинная воздушная скорость полета должна увеличиваться.

Величины воздействующих на самолет аэродинамических сил

156

характеризуются значениями индикаторной скорости полета. Если величина скоростного напора с изменением высоты полета не изменяется, то неизменной будет и индикаторная скорость полета. Это значит, что при одном и том же скоростном напоре индикаторные скорости при полете самолета у земли и на любой высоте будут одинаковыми. Таким образом, индикаторной скоростью на данной высоте полета называется условная скорость, равная действительной истинной скорости полета, с которой самолет летел бы около поверхности Земли при скоростном напоре, равном фактическому скоростному напору на данной высоте полета.

Из-за наличия методических погрешностей измерения прибор не дает точных показаний индикаторной скорости. Поэтому индикаторная скорость, в которую внесены методические ошибки прибора, называется приборной воздушной, или просто приборной скоростью полета. Эта скорость позволяет (с некоторой погрешностью) судить о величинах аэродинамических сил, действующих на летательный аппарат.

Путевой скоростью называется скорость движения самолета относительно поверхности Земли. Она равна геометрической сумме истинной воздушной скорости и скорости ветра.

Вертикальной скоростью называется скорость изменения высоты полета.

Все перечисленные выше скорости полета являются абсолютными. Кроме них, в полете оказываются необходимыми сведения об относительной скорости полета, под которой понимается отношение истинной воздушной скорости к скорости звука на данной высоте полета, т. е. число M .

В соответствии с указанным делением скоростей полета на летательных аппаратах имеются датчики этих параметров и приборы для их визуального контроля. Для измерения воздушных скоростей наибольшее распространение получил аэродинамический метод, основанный на измерении динамического и статического давления встречного потока воздуха.

Измерение путевой скорости полета осуществляется радиотехническими (доплеровскими), инерциальными и другими устройствами. Доплеровские системы основаны на измерении разности частот радиосигналов, излучаемых самолетом и отраженных от Земли.

В инерциальных системах путевая скорость полета определяется путем интегрирования во времени ускорений самолета в горизонтальной плоскости с момента взлета.

В учебнике подробно рассматриваются только измерители скорости, основанные на аэродинамическом методе.

Принцип действия измерителя приборной скорости. Для правильного выполнения пилотажа летчику необходимо знать величину приборной скорости, поскольку она позволяет судить о величинах аэродинамических сил, действующих на летательный аппарат.

157

Для измерения приборной скорости полета летательного аппарата полное p_2 и статическое p_1 давления набегающего потока воздуха (рис. 7.6) через приемник / воздушных давлений по трубопроводам 2 и 5 подводятся в полости мембранной коробки 3 и корпуса 4 измерителя.

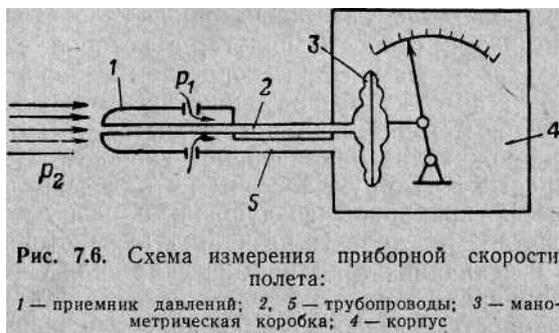


Рис. 7.6. Схема измерения приборной скорости полета:
1 — приемник давлений; 2, 5 — трубопроводы; 3 — манометрическая коробка; 4 — корпус

Манометрическая коробка 3 измерителя скорости воспринимает перепад давлений между полостями коробки и корпуса прибора. При скоростях полета до 400 км/час, когда можно не учитывать явление сжимаемости воздуха в полости мембранной коробки, перепад давлений, т. е. скоростной напор, выражается соотношением

$$\Delta p = p_2 - p_1 = \frac{V^2 \gamma}{2g} \quad (7.1)$$

де γ — плотность воздуха в атмосфере;

V — скорость движения воздуха относительно оси приемника ПВД.

Из соотношения (7.1) получается формула для градуировки шкалы измерителя приборной скорости $V_{пр}$:

$$V_{пр} = V_0 = \sqrt{\frac{2g\Delta p}{\gamma_0}},$$

(7.2)

где

— плотность воздуха у Земли при нормальных атмосферных условиях; V_0 — воздушная (истинная) скорость полета летательного аппарата у Земли при нормальных атмосферных условиях.

Если скорость полета превышает 400 км/час, то прибор, шкала которого градуируется согласно формуле (7.2), будет давать завышенные показания. С увеличением скорости полета погрешность [оказаний прибора] возрастает.

Указанные погрешности являются следствием влияния сжимаемости воздуха, искажения потока воздуха конструкцией самолета,

.58

появления скачков уплотнений воздуха на входе в ПВД. Метод измерения скорости не учитывает влияния этих факторов.

Для устранения данной методической погрешности приборы скоростных летательных аппаратов градуируются по формула, которая учитывает явление сжимаемости воздуха и потери в скачке

уплотнения воздуха на входе в ПВД:

(7.3)

где a — скорость звука.

Несмотря на использование различных специальных градуировочных формул (7.2) и (7.3) для различных участков шкал, полностью устранить методические погрешности прибора не удастся. Особенно трудно учесть аэродинамическую погрешность, которая определяется искажениями потока воздуха конструкцией самолета и перемещениями эпюры давлений воздуха относительно статических отверстий приемника ПВД. Вынесение приемника ПВД далеко вперед по оси самолета с помощью специальной штанги уменьшает искажения потока воздуха на его входе, но расположение эпюры давлений вдоль оси приемника остается зависимым от числа M полета. Следовательно, величина давления перед отверстиями приемника статического давления будет переменной и зависеть от скорости полета, в то время как для правильных показаний прибора оно должно быть равно величине атмосферного давления.

Таким образом, в результате совместного действия сжимаемости воздуха, скачков уплотнения и аэродинамических явлений при обтекании приемника ПВД встречным потоком воздуха указатель приборной скорости дает завышенные показания. Данная погрешность показаний возрастает с увеличением высоты и скорости полета. При этом значения приборной скорости уже неточно характеризуют величины аэродинамических сил, действующих на самолет, завышают их.

Для того чтобы судить о действительных значениях аэродинамических сил, необходимо в показания прибора внести соответствующие поправки. Значения поправок в функции высот и приборных скоростей полета даются в специальных поправочных таблицах или графиках.¹

В результате суммирования значений $U_{ц}$, приборной скорости и g поправки получается значение $U_{инд}$ индикаторной скорости полета: $K_{ПВД} = V_{пр} + s$.

Таким образом, индикаторная скорость точно характеризует величины аэродинамических сил, действующих на самолет. Знание ее является необходимым особенно при испытаниях самолетов новых типов и назначении допусков на минимальные скорости полетов. Знание значений индикаторной скорости является важным также для штурманов при выполнении ими навигацион-

159

$$\gamma_0 = 1,225 \text{ кг/м}^3$$

$$\Delta p = p_1 \left[\frac{167 V^7}{a^2 (7V^2 - a^2)^{2,5}} - 1 \right],$$

ных и бомбардировочных расчетов. Летчик в полете обычно пользуется только значениями приборной скорости (без внесения ука заанных выше поправок). Следует заметить, что при скоростях полета до 1200 км/час величины поправок невелики и поэтому часто приборную скорость называют индикаторной.

Принцип действия измерителя истинной скорости полета Знание истинной скорости полета является необходимым летному экипажу для решения навигационных и иных задач полета. Истинная скорость полета V на высоте H деляется выражением

(7.4)

γ — плотность воздуха на высоте H полета. Эта скорость может быть выражена через приборную скорость если разделить выражение (7.4) на выражение (7.2):

$$V = V_{пр} \sqrt{\frac{\gamma_0}{\gamma_H}}$$

(7.5)

Поскольку $\gamma = \frac{p}{RT}$ (где R — газовая постоянная), то вместо формулы (7.4) можно записать

$$V = V_{пр} \sqrt{\frac{p_0 T_H}{p_H T_0}}$$

(7.6)

Таким образом, истинная скорость получается из приборной скорости после внесения в нее поправок на статическое давление p_H и температуру T_H на данной высоте H полета. При этом показания истинной скорости будут содержать аналогичные методические погрешности, что и приборная скорость.

Устройство измерителей скорости. Современные указатели скорости в одном корпусе содержат указатель приборной и указатель истинной скорости. Поэтому они называются комбинированными указателями скорости (КУС). Стрелка, указывающая приборную скорость, приводится в движение непосредственно от маюметрической коробки. Стрелка, указывающая истинную ско-

рость, приводится в движение от той же коробки, но передаточное отношение корректируется в зависимости от температуры и статического давления воздуха.

*F

Принципиальная схема измерителя приборной и истинной скорости полета изображена на рис. 7.7. С увеличением скорости юлета под действием разности давлений $p_2 - p_1$ манометрическая коробка 1 через тягу поворачивает стрелку 2 указателя приборной скорости. Одновременно центр коробки 1 перемещает рычаг 3, вследствие чего стрелка 5 указателя истинной скорости также поворачивается.

160

Если увеличивается высота полета, то анероидная коробка 4 расширяется и поворачивает рычаг 3 относительно его оси вращения (преодолевая усилие пружины П). В результате длина плеча / стрелки 5 уменьшается и стрелка 5 поворачивается на дополнительный угол, учитывающий изменение плотности воздуха.

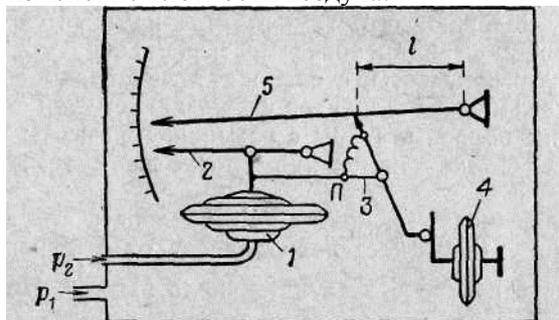


Рис. 7.7. Принципиальная схема измерения истинной воздушной скорости полета:
1 — манометрическая коробка; 2 и 5 — стрелки; 3 — рычаг; 4 — анероидная коробка

На рисунке 7.8 приведена конструктивная схема комбинированного измерителя скорости КУС-2000 (с диапазоном измерения до 2000 км/час). Перемещение центра манометрической коробки 6

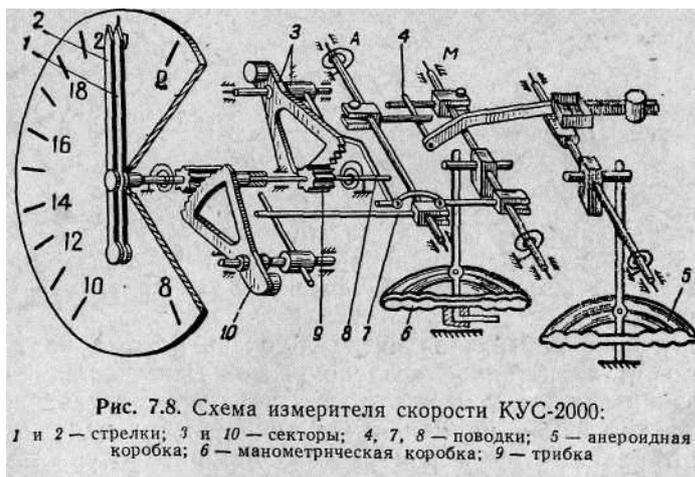


Рис. 7.8. Схема измерителя скорости КУС-2000:
1 и 2 — стрелки; 3 и 10 — секторы; 4, 7, 8 — поводки; 5 — анероидная коробка; 6 — манометрическая коробка; 9 — трибка

через оси, поводки 7 и 8, сектор 3 и трибку 9 передается на широкую стрелку 2 приборной скорости. Одновременно перемещение этого центра через ряд поводков, осей и сектор 10 передается на узкую стрелку / истинной скорости. С изменением статического

6—2891 161

$$V = \sqrt{\frac{2g\Delta p}{\gamma_H}}$$

давления изменяется положение центра анероидной коробки 5. Это вызывает смещение поводка 4, изменяющего передаточное отношение между осями М и А. Ось М связана с манометрической коробкой, а ось А — со стрелкой истинной воздушной скорости.

Для того чтобы учесть изменение температуры воздуха с высотой полета, полагают, что температура изменяется в соответствии с изменением стандартной атмосферы. Тогда эта температура является функцией высоты, а следовательно, и атмосферного давления воздуха. Поэтому характеристика анероидной коробки 5 выбирается таким образом, чтобы с изменением высоты полета одновременно учитывались изменения плотности и температуры воздуха.

Измерители числа М полета. Устойчивость и управляемость самолета в значительной степени зависят от отношения истинной

скорости полета к скорости звука — числа $M = \frac{V}{a}$. Поскольку летчику очень важно знать эту величину, все современные самолеты снабжаются указателями числа М —маметрами.

Скорость звука a практически не меняется с изменением давления воздуха, а зависит лишь от его температуры:

где $\Gamma_0 = 273^\circ$ абс;

a_0 — скорость звука при температуре T_0 . Поэтому

$$M = \frac{V}{a} = \frac{V_{\text{пр}} \sqrt{\frac{p_0 T_H}{p_H T_0}}}{a_0 \sqrt{\frac{T_H}{T_0}}} = \frac{V_{\text{пр}}}{a_0} \sqrt{\frac{p_0}{p_H}}$$

(7.7)

Из выражения (7.7) следует, что число М полета можно выразить через значение приборной скорости $U_{\text{щ}}$, введя поправку, обусловленную изменением статического давления p_H атмосферного воздуха.

Конструкция измерителя числа М очень похожа на конструкцию измерителя истинной воздушной скорости.

Их принципиальное отличие заключается в том, что в измерителях числа М отсутствует коррекция на изменение температуры наружного воздуха, которая имеется в измерителях истинной скорости.

В системах автоматического управления самолетом и авиационными системами широко используются также контактные датчики числа М (Ма-реле). Они обеспечивают замыкание контактов электрической цепи при достижении заданного числа М полета. Как и измеритель числа М, датчик числа М имеет анероидную

162

и манометрическую коробки, на подвижных центрах которых закреплены контакты. Конструкция датчика значительно проще, чем измерителя числа М, ввиду того, что от датчика требуется выдача сигнала о достижении только одного, конкретного числа М полета, а не измерения этой величины в широком диапазоне ее изменения.

Погрешности измерителей скорости полета. Погрешности измерителей приборной, истинной и относительной (числа М) скоростей полета вызываются теми же причинами, что и погрешности измерителей высоты полета.

В измерителях истинной воздушной скорости температурная инструментальная погрешность манометрической коробки в основном компенсируется противоположным влиянием температуры на анероидную коробку.

Значительная методическая погрешность приборов появляется в тех случаях, когда приемник статического давления оказывается в области разрежения или повышения давлений при околосвуковых и сверхзвуковых скоростях полета.

Измерители приборной скорости имеют погрешности $\pm (2 \cdot 6) \%$ до скоростей полета 400 км/час и $\pm (1 \cdot 3) \%$ — при скоростях более 400 км/час .

Погрешности измерителей истинной скорости с увеличением высоты полета возрастают от $\pm 15 \text{ км/час}$ на малых высотах до $\pm 5 \%$ — на высотах $20\,000 \text{ ж}$.

Погрешности измерителей числа М с увеличением высоты полета возрастают от ± 2 до $\pm 3 \%$, а при $M > 1$ — от ± 2 до $\pm 8 \%$.

На летательных аппаратах, где имеется большое количество анероидно-мембранных приборов, получающих питание от системы приемника воздушных давлений, появляется динамическая погрешность приборов. Причина заключается в том, что полости трубопроводов, корпусов и манометрических коробок приборов получаются настолько большими, что заметными становятся запаздывания показаний приборов или выдачи ими управляющих сигналов при изменении высоты или скорости полета. Для уменьшения указанной погрешности на некоторых летательных аппаратах имеется несколько систем ПВД, каждая из которых обеспечивает работу отдельной группы приборов.

Измерители вертикальной скорости полета — вариометры. Для измерения вертикальной составляющей скорости полета летательных аппаратов применяются приборы — вариометры. С помощью вариометров обеспечиваются безопасная скорость изменения высоты полета, заданная скорость снижения при посадке, выдерживание горизонтального полета на заданной высоте.

Принцип действия вариометра основан на измерении разности атмосферного давления и давления в корпусе прибора, соединенного с атмосферой через гидравлическое сопротивление.

$$a = a_0 \sqrt{\frac{T_H}{T_0}},$$

На рисунке 7.9 показана принципиальная схема прибора. В мембранную коробку *M* через трубку с малым гидравлическим сопротивлением подводится статическое давление атмосферы. При изменении высоты полета давление в коробке практически всегда равно изменяющемуся статическому давлению атмосферы. То же самое статическое давление через капиллярную трубку *K* подводится в большой объем корпуса прибора. Но установление давле-

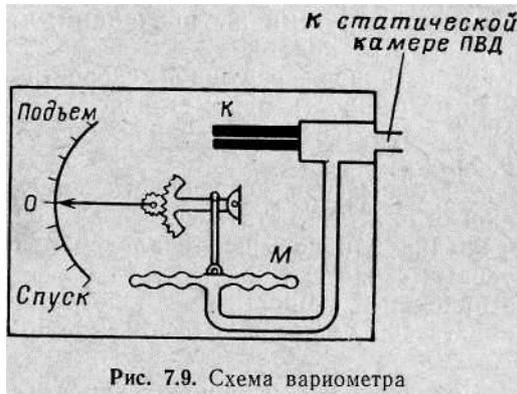


Рис. 7.9. Схема вариометра

ние в корпусе запаздывает из-за большого гидравлического сопротивления капилляра. При увеличении высоты давление в корпусе прибора будет больше, чем в полости мембранной коробки (в атмосфере), и мембранная коробка будет сжиматься. Разность между этими давлениями тем больше, чем больше скорость подъема. Перемещение центра мембранной коробки передается на стрелку прибора, показывающую вертикальную скорость в метрах в секунду.

При уменьшении высоты давление в корпусе прибора будет меньше атмосферного, манометрическая коробка будет расширяться, воздух через капилляр будет проходить в корпус.

Для уменьшения температурной погрешности измерений полость прибора термически изолируется от окружающей среды. С этой целью его корпус выполняется из толстого бакелита — плохого проводника тепла.

Серийные вариометры ВАР-30, ВАР-75, ВАР-150, ВАР-300 имеют унифицированный механизм и различаются только шкалами, количеством и длиной капилляров.

§ 7.3. ЦЕНТРАЛЬ СКОРОСТИ И ВЫСОТЫ ПОЛЕТА

Число устройств, для которых требуется ввод сигналов высоты : скоростей полета, плотности и температуры воздуха атмосферы, а современных летательных аппаратах велико. При этом оказывается целесообразным применение единой централи скорости и

64

высоты, которая автоматически вычисляет все необходимые параметры, являющиеся функциями одних и тех же исходных величин. В этом случае исключается необходимость в большом количестве однотипных датчиков измеряемых величин, точность измерений значительно возрастает, а вес всей системы измерения уменьшается.

С помощью централи скорости и высоты полета обеспечивается измерение относительной барометрической высоты *h* полета, истинной воздушной скорости *V*, числа *M*, температуры *T* и относительной плотности *A* наружного воздуха.

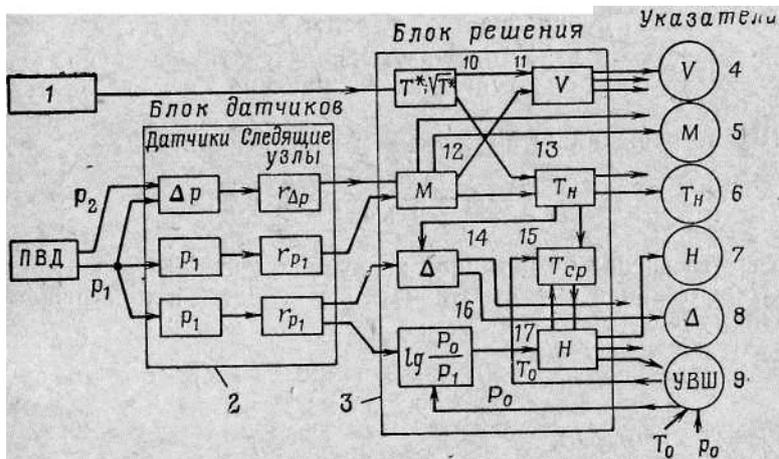


Рис. 7.10. Блок-схема централи скорости и высоты:

1 — приемник температуры; 2 — блок датчиков; 3 — блок решения; 4—9 — указатели; 10—17 — узлы решения

На рисунке 7.10 приведена блок-схема централи скорости и высоты (ЦСВ). Централь включает в себя блок датчиков 2, блок решения 3, приемник температуры 1, указатели 4—9. Блок датчиков вырабатывает электрические сигналы, величины которых ε и ε_2 пропорциональны статическому давлению p_x и скоростному напору $\Delta p = p_2 - p_1$. Эти сигналы подводятся в электромеханические решающие устройства блока решения, которые обеспечивают вычисление выходных параметров ЦСВ.

Для определения ряда параметров в ЦСВ необходимо вводить сигнал о величине температуры заторможенного воздуха T^* . Это обеспечивается с помощью приемника температуры 1. Величины температуры T_0 и давления p_0 у поверхности Земли вводятся вручную с помощью кремальер, расположенных на указателе высоты 9 штурмана. Введение этих величин уменьшает методическую погрешность определения высоты и скорости полета, связанную с нестабильностью T_0 и p_0 во времени и по месту.

165

Приемник температуры 1 представляет собой сопло Лавала, в критическом сечении которого намотана никелевая проволока, г электрическое сопротивление пропорционально температуре фожения T^* .

Поскольку в критическом сечении сопла прием-1ка число $M = \text{const}$, температура торможения и, следовательно, сигнал датчика температуры пропорциональны температуре T_n зружного воздуха

(7.8)

Величина T_n получается в узле решения 10, а уравнение (7.8) решается в узле 13, куда подводится также сигнал о величине числа M из узла решения 12. Значение T_n фиксируется указателем 6.

В узле решения 11 вычислением зависимости

$$V = c_1 \frac{M}{\sqrt{1 + 0,2M^2}} \cdot \sqrt{T_n^*} \quad (7.9)$$

(7.9)

получается сигнал об истинной воздушной скорости.

Относительная высота H полета вычисляется в узле решения 17) формуле

$$H = RT_{cp} \lg \frac{p_0}{p_1}, \quad (7.10)$$

где $R = 29,27 \text{ м/град}$.

В формуле (7.10) вместо температуры, изменяющейся по МСА, используется средняя температура T_{cp} . Это вызвано тем, что в действительности изменение температуры не пропорционально высоте, а является в значительной степени случайным. Случайную функцию температуры от высоты аппроксимируют ее средним значением по известным значениям температур T_0 у поверхности земли и T_n на высоте полета согласно формулам:

$$T_{cp} = \frac{T_n + T_0}{2} \text{ — для } H \leq 11 \text{ км,}$$

$$T_{cp} = T_n + \frac{T_0 - T_n}{2} \cdot \frac{H_{11}}{H} \text{ — для } H \geq 11 \text{ км.}$$

Величина средней температуры вычисляется в узле решения 13, логарифм отношения $\frac{p_0}{p_1}$ — в узле решения

16.

В узле решения 14 определяется значение относительной плотности Δ воздуха согласно зависимости

$$\Delta = \frac{\gamma_H}{\gamma_0} = \frac{p_1 T_0}{p_0 T_H}$$

На рисунке 7.11 изображена принципиальная схема одного из каналов блока датчиков — канала получения сигнала о величине статического давления p_1 (канал перепада давлений Δp имеет точно такую же схему). В корпус датчика подводится давление p_1 . Цагнитный сердечник трансформатора Tr_1 , соединенный с центром анероидной коробки A , изменяет свое положение в зависимости от высоты полета. В результате во вторичной обмотке w_2 трансформатора изменяется величина индуцируемой э. д. с. e_1 переменного тока.

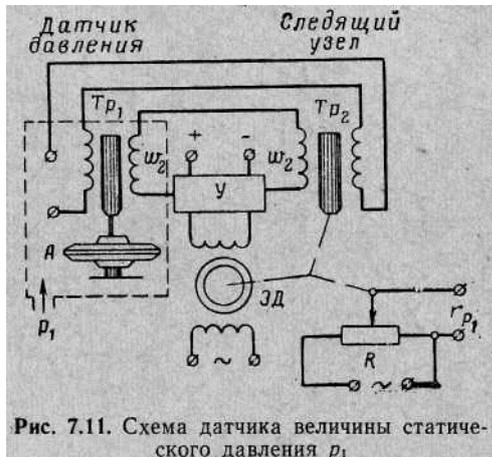


Рис. 7.11. Схема датчика величины статического давления p_1

Во вторичной обмотке трансформатора Tr_2 следящего узла величина э. д. с. e_2 остается неизменной. Обмотки w_2 трансформаторов датчика давления и следящего узла включены встречно, и разность их э. д. с. $e = e_1 - e_2$ подается на усилитель U . В результате электродвигатель ЭД начинает вращаться и через редутор перемещает сердечник трансформатора Tr_2 ,

пока величина e_2 не станет равна величине e_1 . При выполнении равенства $e = 0$ электродвигатель остановится, а угол отклонения щетки и величина сопротивления r_{p1} потенциометра R будут

пропорциональны величине p_1 .

Благодаря наличию следящих узлов мембранные коробки датчиков не нагружаются усилиями от трения щеток потенциометров, вследствие чего погрешности датчиков уменьшаются.

Принцип работы решающих узлов рассмотрим на примере узла решения 11 (рис. 7.10) истинной скорости полета, упрощенная принципиальная схема которого приведена на рис. 7.12.

Щетка потенциометра Я_3 механически связана с валом электродвигателя узла решения 10 (рис. 7.10), вследствие чего ее угловое положение α_3 и напряжение «з» пропорциональны величине $\sqrt{T^*}$:

где α_{3M} — максимальный угол перемещения щетки потенциометра.

Щетка потенциометра П_2 связана с валом электродвигателя узла решения 12, т. е. ее угловое положение α_2 пропорционально величине числа M .

167

$$T_H = \frac{T_H^*}{k(1 + 0,2M^2)}$$

$$\alpha_3 = k_3 \sqrt{T^*}$$

$$u_3 = \frac{u_0}{\alpha_{3M}} \alpha_3 = \frac{u_0 k_3}{\alpha_{3M}} \sqrt{T^*}$$

Если бы потенциометр Я_2 был линейным, то снимаемое с его щетки напряжение u_2 линейно зависело бы от угла α_2 ее перемерз щения: $\langle \alpha_2 = \sim \circ \rangle$ (здесь α_{2M} — максимальный угол перемещения

щетки П_2). При этом напряжение u_2 было бы пропорционально произведению $u_3 \alpha_2$. Однако потенциометр П_2 выполнен нелиней-

ным и таким образом, чтобы снимаемое с него напряжение было пропорционально не углу α_2 , а величине

$$\sqrt{1 + 0,2\alpha_2^2}$$

$\alpha_2 = M$, то в этом случае

Поскольку

(7.12)

где k_2 — коэффициент пропорциональности между величинами α_2 и M . С учетом выражения (7.11):

(7.13)

На усилитель $У_1$ с потенциометров $П_1$ и $П_2$ подается разность напряжений $u_1 - u_2$. Напряжение u_1 пропорционально угловому положению o_1 щетки потенциометра, т. е.

(7.14)

168

Электродвигатель $ЭД$ перемещает щетку потенциометра $П_1$ до тех пор, пока не выполнится условие $U_1 = u_2$.

Тогда из выражений (7.13) и (7.14):

$$\frac{u_0}{\alpha_{1M}} \alpha_1 = \frac{u_0 k_2 k_3}{\alpha_{2M} \alpha_{3M}} \cdot \frac{M}{\sqrt{1 + 0,2M^2}} \sqrt{T^*}$$

Отсюда угол поворота щетки потенциометра $П_x$ равен

(7.15)

где

$$C_1' = \frac{k_2 k_3 \alpha_{1M}}{\alpha_{2M} \alpha_{3M}}$$

Формулы (7.15) и (7.11) идентичны, следовательно, $К_{за}$ -с валом двигателя $ЭД$ соединена также щетка выходного потенциометра $Я_4$, угол поворота которой определяется формулой (7.15). Потенциометр $Я_4$ является датчиком следящей системы указателя истинной воздушной скорости ЦСВ.

Аналогично построены и остальные узлы решения ЦСВ, с той только разницей, что в одних выполняются операции деления, в других — сложения, вычитания и комбинации этих операций в зависимости от вида решаемой формулы.

Все усилители следящих систем выполнены на полупроводниковых элементах. Питание ЦСВ осуществляется переменным током напряжением 115 в частотой 400 гц и постоянным током напряжением 27,5 в.

Указатели системы ЦСВ устанавливаются в кабинах штурмана и оператора. В кабине летчика из ЦСВ устанавливается обычно только указатель М. Скорости и высоту полета летчик определяет по обычным анероидно-мембранным приборам.

По высотомеру из системы ЦСВ сложно выдерживать заданное эшелонирование самолетов по высотам, поскольку это требует непрерывного введения значений p_0 и T_0 , соответствующих пролетаемой местности. Обычные же барометрические высотомеры, не обеспечивая необходимой точности определения относительной высоты, позволяют эшелонировать самолеты по коридорам изобар так, чтобы обеспечить безопасность от столкновения их в воздухе.

Погрешности ЦСВ с электромеханическим счетно-решающим блоком не превышают $\pm(0,2^{0,7})\%$. Следует заметить, что указанные погрешности измерения высоты относятся к случаю, когда связь давления и высоты характеризуется Международной стандартной атмосферой (МСА). Однако из-за наличия отклонений от МСА, которые носят случайный характер, погрешности измерения высоты практически превышают указанные.

169

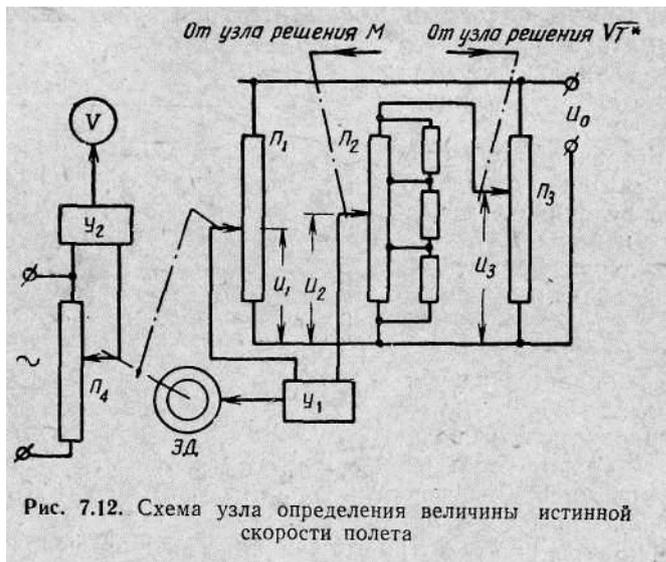


Рис. 7.12. Схема узла определения величины истинной скорости полета

$$u_2 = \frac{u_3 k_2}{\alpha_{2M}} \cdot \frac{M}{\sqrt{1 + 0,2M^2}},$$

$$u_1 = \frac{u_0}{\alpha_{1M}} \alpha_1.$$

$$\alpha_1 = c_1' \frac{M}{\sqrt{1 + 0,2M^2}} \sqrt{T^*},$$

§ 7.4. СИСТЕМЫ ПВД И ОСОБЕННОСТИ ИХ ЭКСПЛУАТАЦИИ

На рисунке 7.13 приведена схема питания полным и статическим воздушными давлениями приборов и автоматов самолета — ястребителя. Кроме рассмотренных в данной главе приборов, на схеме показаны автомат регулирования управления АРУ и навигационный индикатор НИ. Трубопроводы полного давления, изображенные сплошными линиями, маркируются буквой Д, а статического давления, показанные на схеме штриховыми линиями, — буквой С. Такими же буквами обозначены и соответствующие штуцеры приборов.

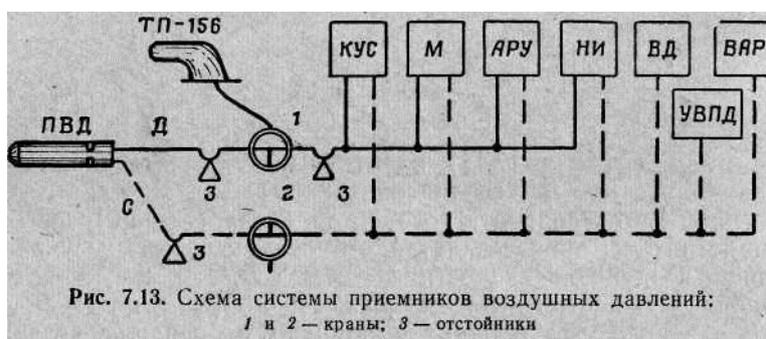


Рис. 7.13. Схема системы приемников воздушных давлений:
1 и 2 — краны; 3 — отстойники

В трубопроводах делаются специальные отводы к отстойникам 3, которые служат для сбора появляющейся влаги; этим предупреждается ее попадание в полости приборов. В зависимости от длины трубопроводов количество отстойников может быть различным.

В обычных условиях полета питание приборов осуществляется от приемника ПВД. При отказе его (например, вследствие замерзания или засорения входных отверстий) необходимо повернуть рычаг кранов 1 и 2 в положение «Аварийно». При этом приемник ПВД отключается, к магистрали полного давления подключается прибор ТП-156, а магистраль статического давления выводится в отверстие на обшивке фюзеляжа самолета. Поскольку около обшивки фюзеляжа воздух возмущен, то давление в статической магистрали не будет точно соответствовать статическому давлению в атмосфере. В результате погрешности приборов увеличивается.

На больших самолетах и вертолетах может быть несколько полированных одна от другой систем ПВД, каждая из которых питает определенную группу устройств. Специальными кранами эти устройства могут быть подключены к другой системе ПВД, если отказывает питающая их основная система.

Для обеспечения безотказной работы пилотажно-навигационных приборов в период эксплуатации необходимо следить, чтобы шль, грязь, влага через отверстия приемников давлений не попа-

170

дали в трубопроводы статического и динамического давлений. Для этого после окончания полетов на приемники надеваются специальные чехлы с красными флажками.

Во время проведения предварительной подготовки необходимо проверять влагоотстойники системы трубопроводов ПВД и сливать из них влагу.

В полете возможны отказы в работе анероидно-мембранных пилотажных приборов. Если одновременно несколько приборов (указатели скорости, высоты, вариометр) дают неправильные показания, это является признаком отказа системы приемника воздушного давления. В этом случае нужно прежде всего проверить, включен ли обогрев ПВД. Обогрев должен включаться перед взлетом летательного аппарата. Если он выключен, то после его включения показания приборов станут правильными через 2—3 мин, когда будет ликвидировано обледенение отверстий приемника. Если же отказ приборов происходит при включенном обогреве ПВД, то необходимо специальным краном переключить все приборы на аварийный приемник давления ТП-156 или на другую, исправную систему ПВД. Если и после этого приборы не дают правильных показаний, то режим полета следует контролировать по показаниям авиагоризонта, указателя поворота и скольжения, тахометра. Высоту полета в загерметизированной кабине приблизительно можно оценивать по указателю высоты и перепада давлений УВПД (на высотах более 2000 м высота полета примерно вдвое больше «высоты» в кабине, а на высотах менее 2000 м высота полета приблизительно равна «высоте» в кабине).

В процессе эксплуатации проверку работоспособности и точности работы указателей скорости, высоты, числа М производят непосредственно на летательном аппарате с помощью комбинированной

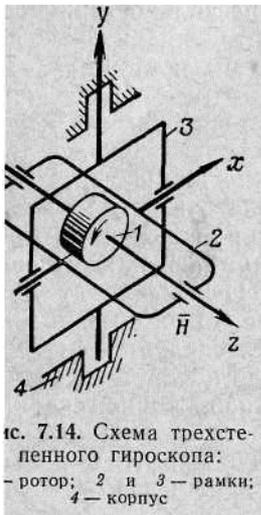
проверочной установки КПУ-3. Эта установка позволяет поочередно создавать давление и разрежение в системе ПВД и сличать показания проверяемых приборов с контрольными, установленными на корпусе КПУ-3. Для этого установка имеет пневматический насос с ручным приводом. Переключателем установки насос включается на создание разрежения или давления.

§ 7.5. ГИРОВЕРТИКАЛИ И АВИАГОРИЗОНТЫ

Пилотирование и навигация современных летательных аппаратов возможны лишь при наличии визуальной информации членов экипажа о величинах углов крена и тангажа. В различные системы автоматического управления, используемые на атмосферных и космических аппаратах, также необходим ввод информации как о значениях углов крена и тангажа, так и о величинах соответствующих угловых скоростей и ускорений.

Приборы, служащие для визуального контроля экипажем величин углов крена и тангажа летательного аппарата, называются авиагоризонтами. Как для авиагоризонтов, так и для систем авто-

171



ис. 7.14. Схема трехстепенного гироскопа:
1 — ротор; 2 и 3 — рамки;
4 — корпус

математического управления датчиками углов крена и тангажа служат гироскопические устройства — гировертикали,

Информация об угловых скоростях и ускорениях летательного аппарата получается с помощью гироскопических устройств — скоростных и ускорительно-скоростных гироскопов.

Поскольку в целом ряде приборов и автоматических систем в качестве датчиков используются гироскопические устройства, ниже излагаются (для напоминания) основные свойства гироскопов. Математическое и физическое обоснование этих свойств и принцип устройства гироскопа известны из других курсов.

Основные свойства гироскопа. Гироскопом называется тело (ротор), вращающееся вокруг своей оси симметрии и обладающее большим кинетическим моментом; при отсутствии внешних сил ось ротора сохраняет неизменное положение относительно мирового пространства.

--На рисунке 7.14 дана схема гироскопа с тремя степенями свободы. Ротор 1 гироскопа помещается в карданном подвесе, состоящем из внутренней 2 и внешней 3 рамок. Ось внешней рамки может вращаться относительно корпуса 4 (или основания) прибора.

Рассмотренное устройство становится гироскопом только тогда, когда ротор вращается вокруг своей оси z. Гироскоп обладает следующими основными свойствами.

1. Если основание карданного подвеса вращать относительно осей x , y , z гироскопа, то ось ротора своего положения в пространстве не изменяет (при отсутствии заметного трения в осях подвеса). Удар по любой рамке гироскопа также не производит никакого влияния на положение оси ротора.
2. Момент, приложенный к внешней рамке гироскопа, вызывает вращение оси ротора относительно оси внутренней рамки и, наоборот, момент, приложенный к внутренней рамке, вызывает вращение оси гироскопа относительно оси внешней рамки. При изменении направления приложенного внешнего момента направление вращения рамок.

Отмеченное вращение оси ротора гироскопа вокруг осей его рамок под действием внешнего момента называется прецессией гироскопа. Движение прецессии происходит без затраты энергии, однако, помимо прецессии, приложение внешнего момента вызывает также такое движение, в процессе которого момент совершает работу. Данное движение называется нутацией и представляет собой гармонические колебания оси z относительно осей x и y гироскопа. При большой величине кинетического момента гироскопа

нутация имеет малую амплитуду и большую частоту, вследствие чего движения нутации практически незаметны. При малом кинетическом моменте нутация хорошо наблюдается. У работающих авиационных гироскопов нутации практически отсутствуют.

3. Определенной величине приложенного внешнего момента соответствует определенная величина угловой скорости прецессии, а не углового ускорения, как это наблюдается у негироскопических тел. Чем больше момент, тем больше скорость прецессии.
4. При постоянной величине приложенного внешнего момента угловая скорость прецессии зависит от величины угла, образованного осью ротора и плоскостью внешней рамки карданного подвеса. На рисунке 7.15 изображен ротор гироскопа, ось которого отклонена на угол ϑ от оси z (ось z перпендикулярна к плоскости внешней рамки карданного подвеса, рамки подвеса на рисунке не показаны).

Угловая скорость ω_x прецессии относительно оси x внутренней рамки под действием внешнего момента M_y равна

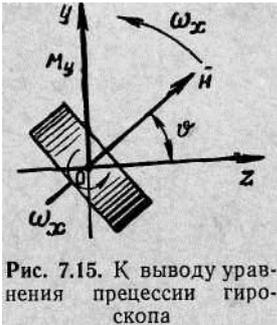


Рис. 7.15. К выводу уравнения прецессии гироскопа

где $H = \Omega I$ — кинетический момент ротора гироскопа;
 I, Ω — момент инерции и угловая скорость собственного вращения ротора гироскопа. Аналогично

$$\omega_y = \frac{M_x}{H \cos \vartheta}.$$

Таким образом, угловая скорость прецессии в общем случае выражается формулой (7.16)

Внешний момент, прикладываемый к гироскопу, уравновешивается гироскопическим моментом M_g :

$$M_g = H\omega. \quad (7.17)$$

5. Величина угловой скорости прецессии возникает и устанавливается практически мгновенно, скачком при приложении момента и также мгновенно исчезает при снятии его. При изменении величины момента соответственное изменение угловой скорости прецессии происходит также практически без запаздывания.
6. Прецессия оси ротора гироскопа происходит в таком направлении, при котором вектор угловой скорости вращения ротора стремится совпасть с вектором внешнего момента по кратчайшему расстоянию (рис. 7.15).

173

$$\omega = \frac{M}{H \cos \vartheta}.$$

$$\omega_x = \frac{M_y}{H \cos \vartheta},$$

7. Гироскоп сохраняет неизменным свое положение относительно звезд. Поэтому вращение Земли и перемещение летательного аппарата относительно поверхности Земли вызывают кажущийся уход оси ротора гироскопа относительно первоначально установленного положения. Следовательно, свободный гироскоп нельзя использовать для определения угловых положений и курса летательных аппаратов, продолжительность полета которых достаточно велика. Эти задачи решаются с помощью гироскопов, у которых положения осей роторов непрерывно корректируются специальными корректирующими устройствами. Гироскоп, который обеспечивает создание искусственной местной вертикали Земли, называется гировертикалью.

Принцип * получения гировертикали с помощью жидкостного маятника. Ось ротора гироскопа гировертикали должна располагаться по направлению местной вертикали Земли. Чтобы исключить уход гировертикали, получающийся в результате вращения Земли и перемещения летательного аппарата относительно поверхности Земли, применяется маятниковая коррекция вертикали. В такой коррекции используется свойство маятника устанавливаться по направлению местной вертикали, если отсутствуют

ускорения летательного аппарата. В авиационных гироскопах для этой цели нашел распространение жидкостный маятник. Принцип работы коррекции гироскопа с жидкостным маятником заключается в следующем.

В нижней части внутренней рамки гироскопа (рис. 7.16) закреплена медная чашка 6, в изоляционное основание 5 которого по окружности впрессованы четыре электрода 1, 2, 3, 4 (электрод 4 на рис. 7.16 не виден). Корпус чашки является пятым электродом. Чашка заполнена токопроводящей жидкостью так, что в ней имеется пузырек воздуха. Когда ось ротора вертикальна, пузырек находится посередине чашки и поровну перекрывает площади контактов электродов 1, 2, 3, 4. Электрические сопротивления между каждым из четырех контактов и чашкой одинаковы. Диаметрально, противоположно расположенные электроды 1 и 3 включены в цепи управляющих обмоток w' и w'' коррекционного двигателя, размещенного на оси, например, внутренней рамки гироскопа, а контакты электродов 2 и 4 — в цепи управляющих обмо-

174

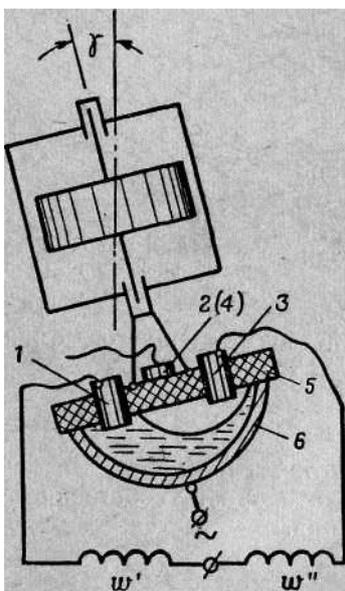


рис. 7.16. Принципиальная схема устройства коррекции гироскопа:

1, 2, 3, 4 — электроды; 5 — основание; 6 — сосуд

I

ток коррекционного двигателя, расположенного на оси другой рамки.

Управляющие обмотки w' и w'' включены так, что их магнитные потоки направлены встречно. Так же включены обмотки второго коррекционного двигателя. Поскольку сопротивления в цепях управляющих обмоток при вертикальном положении оси ротора гироскопа одинаковы, то суммарный магнитный поток обмоток w' и w'' равен нулю и коррекционный двигатель не развивает вращающего момента. То же самое относится и ко второму коррекционному двигателю.

Если ось гироскопа отклонится от вертикального положения на угол τ пузырек воздуха покрывает уже неодинаковые площади противоположных электродов. Сопротивления между корпусом сосуда и противоположными электродами станут различными; различными по величине станут и токи в соответствующих управляющих обмотках коррекционного двигателя. Появляется коррекционный момент вращения, вызывающий прецессию гироскопа к вертикали.

Величина коррекционного момента выбирается такой, чтобы скорость прецессии гироскопа была больше максимально возможной скорости ухода его от положения вертикали. Однако слишком большое значение скорости прецессии также недопустимо по следующим причинам. При наличии ускорений самолета маятник коррекции располагается по направлению кажущейся вертикали, т. е. по направлению равнодействующей внешних сил, и выдает ложный сигнал коррекции; тогда ротор будет прецессировать в направлении кажущейся вертикали и тем быстрее, чем больше величина коррекционного момента. Таким образом, появляется ошибка в указании вертикали. Ошибка тем больше, чем больше величина коррекционного момента. Например, во время выполнения виражей маятник коррекционного механизма устанавливается по направлению кажущейся вертикали и этим самым вызывает прецессию гироскопа от линии действительной вертикали во внутреннюю сторону виража.

Для того чтобы не допускать выраженной погрешности, в цепь обмоток управления электродвигателем поперечной коррекции обычно ставится выключатель коррекции.» Последний выключает коррекцию при определенных значениях угловых скоростей разворотов. Аналогично для устранения погрешности гировертикали при линейных ускорениях летательного аппарата в цепь обмоток управления электродвигателем продольной коррекции также ставится выключатель.

Особенности расположения осей рамок карданного подвеса гировертикали авиагоризонта.

Возможности использования авиагоризонта в значительной мере определяются тем, как расположен его гиروزел относительно продольной оси летательного аппарата. На рис. 7.17, а изображен случай, когда ось внутренней рамки параллельна поперечной оси z самолета, а ось внешней рамки

175

параллельна продольной оси x самолета. Тогда ось внутренней рамки является осью измерения углов тангажа, а ось внешней рамки — углов крена. При этом углы крена могут изменяться в пределах от 0 до 360° . Если же угол тангажа станет близким к 90° , ось гироскопа совпадет с осью внешней рамки, гироскоп потеряет одну степень свободы и, следовательно, устойчивость. Отсюда использование авиагоризонтов с таким расположением осей гироскопа ограничено по углам тангажа. Подобные авиагоризонты (АГБ-2) могут использоваться на бомбардировщиках и на других тяжелых самолетах, углы тангажа которых обычно не достигают 90° .

Другое расположение осей гироскопа приведено на рис. 7.17, б. Здесь ось внешней рамки параллельна поперечной оси z самолета, а ось внутренней рамки параллельна продольной оси самолета. Как видно из рисунка, использование авиагоризонтом с таким расположением гироскопа ограничено по углу крена, поскольку при крене 90° ось z внешней рамки совмещается с осью ротора.

Ни первая, ни вторая схемы расположения осей гироскопа не обеспечивают нормальной работы авиагоризонта на истребителе, где углы тангажа и крена могут изменяться в пределах от 0 до 60° .

Поэтому авиагоризонты истребителей имеют еще одну рамку — следящую.

Схема гироскопа со следящей рамкой показана на рис. 7.18. Ось внешней рамки 2 крепится не в подшипниках корпуса прибора, а в подшипниках дополнительной рамки 3. При возникновении крена самолета угол между осью ротора и осью внешней рамки становится меньше 90° . При этом щетка, закрепленная на оси внутренней рамки, поворачивается и замыкает один из контактов a (верхний или нижний), закрепленных на внешней рамке. Этим включается электродвигатель 4, который поворачивает следящую рамку 5, а вместе с ней и внешнюю рамку в сторону, об-

176

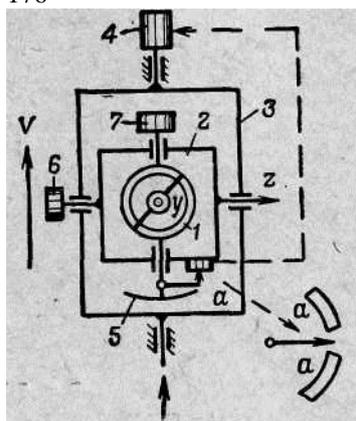


Рис. 7.18. Схема расположения осей рамок гироскопа АГИ-1: 1, 2, 3 — рамки; 4, 6, 7 — электродвигатели; 5 — шкала

ратную направлению крена самолета. Как только щетка снова установится на изоляционный промежуток между контактами a , электродвигатель выключается. Угол поворота рамки равен углу крена. Поэтому угол между осью ротора и осью внешней рамки сохранится равным 90° .

Скорость отработки следящей рамки 3 выбирается больше максимально возможной угловой скорости вращения самолета вокруг продольной оси.

>: Конструктивная схема карданного подвеса, изображенная на рис. 7.18, используется в авиагоризонте АГИ-1 (рис. 7.19). На оси его внутренней рамки закреплена сферическая шкала 5. Верхняя полусфера шкалы окрашена в коричневый цвет, а нижняя — в голубой. На шкале нанесены линия 3 горизонта и параллельные ей короткие линии шкалы 1, служащие для отсчета углов тангажа. За стеклом находится силуэт 4 самолета, связанный с корпусом прибора. Взаимное положение шкалы и силуэта дает величины углов крена и тангажа. Ротор гироскопа вращается со скоростью 21 000—22 000 об/мин короткозамкнутым трехфазным электродвигателем, помещенным внутри ротора.

Коррекционное устройство АГИ-1 состоит из жидкостного маятника (рис. 7.16) и моментных

электродвигателей 6 и 7 (рис. 7.18). На лицевой стороне авиагоризонта (рис. 7.19) располагаются кнопка 6 включения арретира, ручка кремальеры 2 для перемещения силуэта самолета и указатель 7 скольжения летательного аппарата.

Арретированием гиросула перед включением авиагоризонта достигается установка осей гиросула параллельно соответствующим осям летательного аппарата. Этим обеспечивается быстрая готовность гировертикали после включения авиагоризонта.

Рассмотренная конструктивная схема авиагоризонта обладает следующими существенными недостатками:

- неудобная индикация небесной сферы и Земли, при которой Земля как бы находится над линией горизонта;
- при малых углах крена накапливается виражная погрешность (выключатель коррекции не размыкает своих контактов);
- при продольных ускорениях система коррекции отклоняет ротор гироскопа от вертикали, внося погрешность в измерения углов тангажа.

В авиагоризонте АГБ-2 (рис. 7.20) индикация линии горизонта осуществляется с помощью планки линии 3 горизонта, кинемати-

177

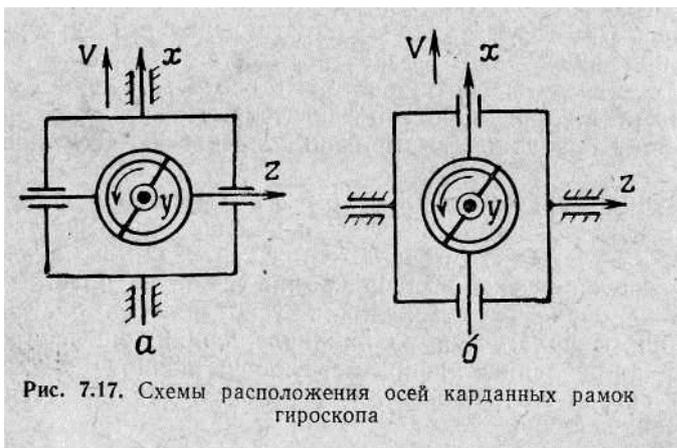


Рис. 7.17. Схемы расположения осей карданных рамок гироскопа

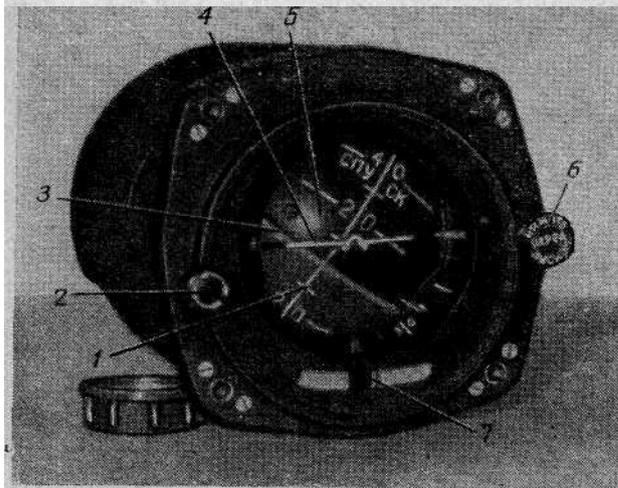


Рис. 7.19. Авиагоризонт АГИ-1;

1 — шкала углов тангажа; 2 — кремальера; 3 — линия горизонта; 4 — силуэт самолета; 5 — сферическая шкала; 6 — кнопка арретира; 7 — указатель скольжения



Рис. 7.20. Авиагоризонт АГБ-2 (названия позиций те же, что и на рис. 7.19)

чески связанной с рамками гиросузда (рис. 7.17,а). Силуэт 4 самолета закреплен на корпусе прибора.

На черной поверхности полусферы 5, закрепленной на внешней рамке, нанесены деления шкалы / углов тангажа и стрелка указателя углов крена. Шкала углов крена нанесена на корпус прибора. Углы тангажа определяются по положению планки линии горизонта относительно полусферической шкалы, а углы крена указываются стрелкой, поскольку при кренах полусфера со стрелкой остаются неподвижными вместе с гироскопом, а шкала углов крена поворачивается вместе с корпусом прибора, т. е. с самолетом, на величину угла крена.

Принцип устройства и особенности применения дистанционного , авиагоризонта. В настоящее время на самолетах устанавливают дистанционные авиагоризонты АГД-1. Электрокинематическая схема АГД-1 показана на рис. 7.21. Он состоит из гировертикали (ги-родатчика) и одного или двух указателей горизонта. Основными частями гировертикали являются гиросузд, система следящей рамки, система коррекции гировертикали, система запуска. Расположение осей гиросузда со следящей рамкой аналогично расположению их в авиагоризонте АГИ-1.

Указатель включает в себя элементы следящих систем указателей крена и тангажа. Связь указателей с вертикалью осуществляется дистанционной электрической передачей. Рассмотрим работу схемы дистанционного авиагоризонта (рис. 7.21).

Работа системы следящей рамки. При появлении крена самолета внешняя рамка 5 вместе со следящей рамкой 3 поворачивается вслед за самолетом. При этом индукционный датчик //, расположенный на внешней рамке, поворачивается относительно неподвижного якоря датчика, расположенного на оси внутренней рамки 10. На выходе индукционного датчика появляется сигнал, величина и фаза которого определяются знаком и величиной угла крена. Этот сигнал проходит через контакты коммутатора 23, усиливается усилителем У и поступает к электродвигателю Д двигатель-генератора /. Последний вращает следящую рамку в сторону увеличения угла между осями у и z до значения $\tau\sigma/2$. Для улучшения качества переходного процесса следящей системы от генератора Г к усилителю подводится сигнал скоростной обратной связи.

В нормальном горизонтальном полете самолета при левом крене магнитопровод индукционного датчика / 11 отклоняется вверх. В результате сигнал датчика вызывает вращение следящей рамки по часовой стрелке (если смотреть на ось по направлению от двигатель-генератора /). Иными словами, всегда отклонение магнитопровода индукционного датчика вверх относительно его якоря вызывает вращение двигатель-генератора по часовой стрелке, а отклонение вниз — вращение его против часовой стрелки.

Выполняя петлю, самолет определенное время находится в перевернутом положении. Следящая рамка 3 вместе с двигатель-

179

генератором / поворачивается относительно оси внешней рамки на 80° так, что двигатель-генератор 1 находится впереди гиросузда. Если при этом возникает, например, левый крен самолета, то левая плоскость самолета, левая сторона следящей рамки и ось внешней рамки двигаются вверх (относительно плоскости горизонт-а), а магнитопровод датчика 11, расположенный на правой стороне рамки 5,— вниз. Как было рассмотрено выше, перемещение магнитопровода индукционного датчика // вниз вызывает вращение двигатель-генератора / против часовой стрелки, если смотреть на ось вращения со стороны двигателя.

Мысленно представляя двигатель / перемещенным на переднюю сторону рамки 3, можно увидеть, что вращение против часовой стрелки вызвало движение правых сторон следящей рамки и внешней рамки вниз, т. е. появившееся рассогласование будет не уграняться, а увеличиваться; следящая рамка будет

увеличивать угол отклонения оси внешней рамки от нормали к оси ротора. Это приведет к потере устойчивости гироскопа.

Чтобы не допустить такой ненормальной работы следящей рам-ки, на оси внешней рамки устанавливается коммутатор 23, кото-эШ переключает фазу сигнала индукционного датчика на проти-люложную в момент перехода самолетом через угол тангажа, авный 90° .

Коррекция гировертикали осуществляется с помощью жидко-■ного маятника 25 и коррекционных электродвигателей 4 и 24.

цепь электродвигателя 24 поперечной коррекции включены кон-1кты 26 выключателя коррекции и контакты коммутатора 2, за-эпленного на оси рамки 3. При разворотах самолета, которые юдолжаются более 7—10 сек с угловой скоростью более $0,1 — 3 \text{ град/сек}$, контакты 26 размыкаются, выключая поперечную кор-;кцию. Контакты коммутатора 2 выключают эту коррекцию при ^явлении углов крена.

При продольных ускорениях самолета более $1,67 \text{ м/сек}^2$ про-;водится отключение электродвигателя 4 продольной коррекции

помощью жидкостного выключателя 27. В отличие от маятни-и 25 этот выключатель имеет всего два контакта. Цепь контактов смыкается воздушным пузырьком при продольных ускоре-
[ЯХ.

Работа следящих систем указателей тангажа крена. Сигнал тангажа выдается сельсин-датчиком 7 на сель-н-приемник 13 указателя. С сельсин-приемника усиленный уси-[телем У сигнал поступает на двигатель-генератор 14, который рез редуктор Перемещает катушку 15 со шкалой тангажа ука-теля.

Сигнал крена выдается сельсин-датчиком 12 на сельсин-прием-[к 17 указателя. С выхода сельсина усиленный усилителем сиг-л поступает на двигатель-генератор 16, который через редуктор <ащает шестерню 18 указателя крена.

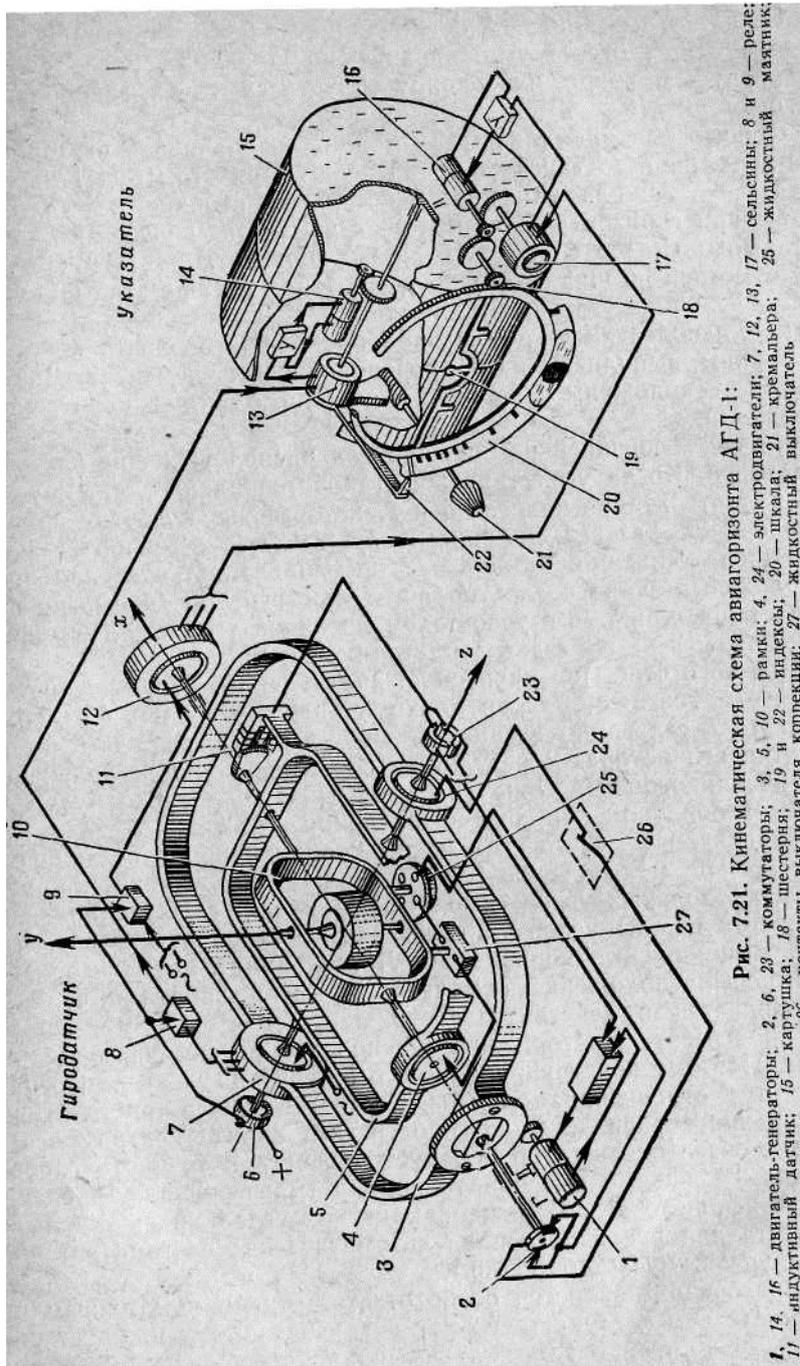


Рис. 7.21. Кинематическая схема авиагоризонта АГД-1:

1, 14, 16 — двигатель-генераторы; 2, 6, 23 — коммутаторы; 3, 5, 10 — рамки; 4, 24 — электродвигатели; 7, 12, 13, 17 — сельсин; 8 и 9 — реле; 11 — индуктивный датчик; 15 — катушка; 18 — шестерня; 19 и 22 — индексы; 20 — шкала; 21 — кремальера; 25 — жидкостный маятник; 26 — контакты выключателя коррекции; 27 — жидкостный выключатель

181

Отсчет углов тангажа осуществляется по шкале катушки и индексу 19, а отсчет углов крена — по шкале 20, расположенной на корпусе прибора, и по концу силуэта самолета, закрепленного за шестерне 18.

С помощью кремальеры 21 можно поворачивать статор сельсин-приемника 13 тангажа и индекс 22. При этом будет разворачиваться и шкала тангажа. Кремальера необходима для того, чтобы при горизонтальном полете с изменением угла атаки самолета можно было совместить линию горизонта катушки с нулевой отметкой на шкале 20 указателя. Индекс 22 по этой шкале покажет значение угла атаки самолета.

Все используемые в дистанционном авиагоризонте усилители «двотипны, выполнены на полупроводниковых элементах. Два усилителя расположены в корпусе указателя, один — в корпусе гироскопа».

«

На оси z внешней рамки гироскопа расположен еще один коммутатор 6. Когда угол тангажа становится равным 90° , коммутатор подает питание на реле 8 и 9, которые переключают порядок чередования фаз сельсин-приемников тангажа и крена. При этом на выходе сельсин-приемника 12

крена появляется сигнал проти-оположного знака и электродвигатель-генератор 16 быстро переключает шестерню 18 с указателем крена на угол 180° , устанавливая силуэт самолета в перевернутое положение.

Для того чтобы не произошло аналогичного перемещения кар-ушки 15 тангажа, одновременно с переключением фаз обмотки статора сельсин-приемника 13 происходит и переключение фаз обмотки его ротора. В результате переключения при дальнейшем увеличении углов тангажа свыше 90° шкала тангажа будет двигаться в обратном направлении, к линии горизонта.

Благодаря тому что система индикации прибора связана с ги-оскопом не механически (как в АГИ-1), а электрически, индикация продольных углов самолета получается естественной: верхняя часть шкалы углов тангажа указателя окрашена в голубой цвет, а нижняя — в коричневый. Летчик видит на авиагоризонте взаимное расположение самолета, Земли и неба таким, каким оно является в действительности.

Гироагрегат авиагоризонта располагается не на приборной оске. Поэтому конструирование его связано жесткими ограничениями в отношении габаритов. Соответствующее конструктивное исполнение и расположение гироагрегата вблизи центра масс самолета обеспечивают хорошую устойчивость и точность гировертикали. В связи с высокой точностью гировертикали последний может использоваться также как датчик углов крена и тангажа самолета для различного рода автоматических систем (автопилот-эв, курсовых систем и др.).

Авиагоризонт является особо ответственным пилотажным прибором. По нему летчик точно устанавливает и контролирует величину углов крена и тангажа, координирует управление рулями,

82

определяет пространственное положение летательного аппарата при отсутствии видимости. Отказ авиагоризонта может быть причиной аварии, если летчик вовремя не заметит неисправности прибора. Поэтому во время предполетной подготовки следует тщательно проверить исправность авиагоризонта и дублирующих его приборов. При включении авиагоризонта загорается сигнальная лампочка на лицевой стороне прибора, которая должна погаснуть не позже чем через 15 сек. Через 1—1,5 мин после включения авиагоризонт должен правильно показывать стояночные углы тангажа и крена (обычно стояночный угол крена летательного аппарата равен нулю).

Для проверки качества работы дистанционного авиагоризонта без съема его с летательного аппарата применяется специальный переносный пульт.

Следует помнить, что при взлете гировертикаль авиагоризонта накапливает погрешность выдачи сигналов тангажа со скоростью до 1° за каждую минуту взлета. После разворота самолета на 90° эта погрешность по углу тангажа переходит в погрешность по углу крена.

В полете необходимо периодически контролировать правильность работы авиагоризонта; особенно это относится к полетам при отсутствии видимости. Контроль показаний углов крена ведется по указателю скольжения и указателю поворота (если крен отсутствует, то шарик указателя скольжения находится в центре и стрелка указателя поворота — на нулевом делении шкалы).

Правильность показаний углов тангажа контролируется по вариометру, указателям скорости и высоты полета.

При неправильных показаниях авиагоризонта необходимо установить режим прямолинейного горизонтального полета по дублирующим приборам и кратковременно нажать кнопку автоматического арретирования. Арретир устанавливает плоскость следящей рамки параллельно основанию гироагрегата, а главную ось гироскопа — нормально к этому основанию. После окончания процесса арретирования происходит автоматическое разарретирование гироскопа. Если через 15 сек авиагоризонт не будет давать правильных показаний, его следует выключить и дальнейшее пилотирование производить по дублирующим приборам.

Пользоваться кнопкой арретирования при углах тангажа более $\pm 4^\circ$ нельзя, так как иначе после арретирования будет выключена продольная коррекция гироскопа (жидкостный выключатель 27 на рис. 7.21).

.После устранения неисправности прибора и замены его агрегатов производится контрольный облет самолета в простых метеоусловиях. Оценка работы дистанционных авиагоризонтов производится в процессе выполнения специальной программы полета.

Центральные гировертикали. На летательных аппаратах имеется большое количество приборов, автоматов и систем управления,

183

для работы которых необходима информация об угловых положениях летательных аппаратов.

Использование индивидуальных датчиков углов крена и тангажа при этом оказывается

нецелесообразным, поскольку суммарные вес и объем их получаются большими, а точность измерения углов каждым датчиком — малая.

На некоторых летательных аппаратах применяется единый гироскопический датчик, обеспечивающий сигналами углов крена и ангажа все потребители этих величин. Этот датчик получил название центральной гировертикали — ЦГВ. На измерительных осях ХВ устанавливается по несколько потенциометров, с которых снимаются сигналы о величинах измеряемых углов. Вместо потенциометров могут использоваться сельсины, как в дистанционном авиагоризонте.

Оси рамок ЦГВ оказываются сильно нагруженными моментами и сил трения в потенциометрах и электромагнитными моментами сельсинах. Это значительно уменьшает точность ЦГВ. Для повышения точности в ЦГВ применяется принцип силовой гироскопической стабилизации. Силовая гироскопическая стабилизация обеспечивает компенсацию всех внешних моментов, приложенных гировертикали. В результате точность этих ЦГВ значительно выше, чем у обычных недистанционных авиагоризонтов.

На рисунке 7.22 изображена электрокинематическая схема ЦГВ. В подшипниках корпуса 2 прибора закрепляется внешняя рамка 5 карданного подвеса; внутренней рамкой служит цилиндрическая платформа 7. Ось y платформы 7 стабилизируется по вертикали. Если ось x направлена параллельно продольной оси летательного аппарата, а ось z — параллельно его поперечной оси, то с потенциометра 9 снимаются сигналы углов крена, а с потенциометра 12 — углов тангажа. Внутри платформы 7 помещены два гироскопа 8 и 14 с двумя степенями свободы. Кинетические моменты H их равны по абсолютной величине и противоположно направлены. Ось z гироскопа 8 параллельна оси z , а ось X гироскопа 14 параллельна оси x . В систему силовой гиросtabilизации входят: намотанный на стержне гироскопа 8 потенциометр 6, закрепленный на внешней шке электродвигатель 10, намотанный на стержне гироскопа 14 потенциометр 13 и закрепленный на платформе 7 электродвигатель 4. Через редукторы электродвигатель 10 связан с корпусом 2, электродвигатель 4 — с внешней рамкой 5 ЦГВ.

Силовая гиросtabilизация работает следующим образом, если внешний момент M_x приложен к оси x рамки 5. Через подшипники рамки 5, корпус платформы 7 и ось z он прикладывается к оси ротора гироскопа 8. Ось этого гироскопа начинает вращаться так, чтобы вектор Я кинетического момента двинулся в сторону совмещения с вектором M_x . При этом потенциометр 6 смещается относительно своих щеток и на них появляется напряжение, фаза и величина которого определяются направлением и величиной отклонения гироскопа 8. От щеток напряжение подается к электродвигателю 10. Последний развивает вращающий момент, направление которого противоположно внешнему моменту M_x . В результате суммарный момент, приложенный к оси гироскопа 8, уменьшается. Гироскоп

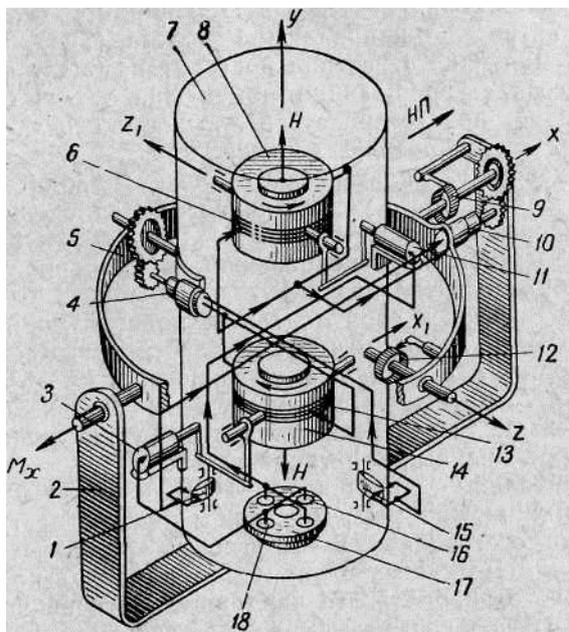


Рис. 7.22. Кинематическая схема центральной гировертикали:

1 и 15 — маятники; 2 — корпус; 3, 4, 10, 11 — электродвигатели; 5 — рамка; 6, 9, 12, 13 — потенциометры; 7 — платформа; 8 и 14 — гироскопы; 16 и 18 — контакты; 17 — маятник

прецессирует до тех пор, пока снимаемое с потенциометра 6 напряжение не обеспечит момент электродвигателя 10, равный моменту M_x . В результате ось ротора гироскопа 8 отклонится от вертикали y , но ось y платформы (вместе с потенциометром 12) останется неподвижной. После снятия внешнего момента M_x под действием момента электродвигателя 10 гироскоп 8 прецессирует к вертикали y , пока напряжение на щетках потенциометра 6 не станет равным нулю.

Если внешний момент приложен к оси z , то через платформу 7 и ось x_1 он передается на гироскоп 14. Последний прецессирует относительно оси x_1 , и напряжение со щеток его потенциометра 13 поступает к электродвигателю 4. Происходит компенсация внеш-

185

*го момента относительно оси z так же, как и при действии момента M_x .

Наличие силовой компенсации внешних моментов не устраняет кажущегося ухода гировертикали в результате вращения Земли. Устранение влияния вращения Земли обеспечивается системой коррекции, состоящей из жидкостного маятника 17 и коррекционных электродвигателей 3 и 11. Например, если ось y ЦГВ клонится вперед по направлению полета (НИ), то с контактов 16 и 18 маятника 17 сигнал поступит на электродвигатель 3. Последний создаст вращающий момент на оси x_1 гироскопа 14. Гироскоп начнет прецессировать в плоскости оси x_1 , поворачивая платформу 7 к положению вертикали.

При запуске ЦГВ платформа 7 может находиться в любом положении. Для быстрого установления ее в положение вертикали ужат механические маятники 1 и 15, цепи которых замыкаются рез контакты кнопки, расположенной на приборной доске. Если платформа будет «завалена» на угол, больший $1,5-2^\circ$, то маятники 1 и 15 замыкают свои контакты, подавая полное напряжение на электродвигатели 10 и 4. Эти электродвигатели устанавливают платформу 7 вертикально с точностью $1,5-3^\circ$, после чего маятники 1 и 15 размыкают свои контакты. Дальнейшее установление гировертикали обеспечивается с помощью жидкостного маятника и коррекционных электродвигателей.

Инструментальные погрешности ЦГВ, вызываемые наличием внешних возмущающих моментов и неточностью настройки системы коррекции, составляют $2,5-15$ угловых минут.

Если ось x ЦГВ установлена точно параллельно продольной оси летательного аппарата, то карданные погрешности гироскопа отсутствуют. Погрешности, вызываемые ускорениями летательного аппарата, уменьшаются выключением поперечной коррекции на ражах и продольной коррекции — при наличии продольных корений.

§ 7.6. ДАТЧИКИ И УКАЗАТЕЛИ УГЛОВЫХ СКОРОСТЕЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Принцип действия скоростных гироскопов. В датчиках угловых скоростей вращения летательного аппарата

относительно его осей в качестве чувствительных элементов используются скоростные

50СКОПЫ.

Скоростной гироскоп (рис. 7.23) имеет только две степени свободы (относительно корпуса прибора), причем степень свободы вращения рамки относительно ее оси ограничивается пружиной Pr . Принцип работы скоростного гироскопа заключается в следующем.

Пусть летательный аппарат разворачивается относительно y с угловой скоростью ω_c (при отсутствии угла крена). Тогда на подшипники к оси x рамки гироскопа прикладывается пара

?

сил $F_{оп}$, создающая момент $M_{вн}$ внешних сил относительно оси y . Под действием этого момента ось ротора z прецессирует с угловой скоростью

Момент $M_{вн}$ уравновешивается гироскопическим моментом $M_{гн}$. Вследствие прецессии рамка отклоняется от нейтрального положения на угол α , пружина Pr деформируется и создает момент $M_{пр}$ относительно оси x :

$$M_{пр} = k_{пр} \alpha. \quad (7.18)$$

В результате появляется угловая скорость ω_y прецессии гироскопа относительно оси y в сторону разворота самолета

$$\omega_y = \frac{M_{пр}}{H} \quad (7.19)$$

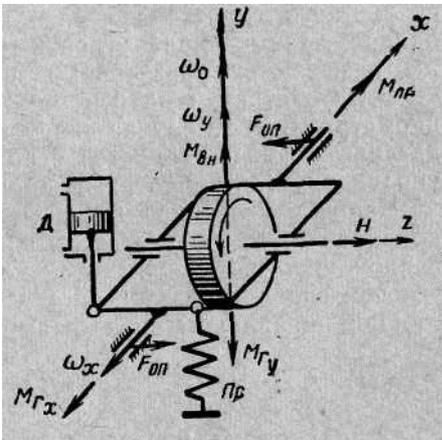


Рис. 7.23. Схема скоростного гироскопа

Момент $M_{пр}$ пружины уравновешивается гироскопическим моментом $M_{гн}$.

Поскольку ось x рамки начинает «догонять» опоры подшипников, величины сил $F_{оп}$ и, следовательно, моменты $M_{вн}$ уменьшаются. Угол α отклонения гироскопа относительно оси x увеличивается до тех пор, пока угловая скорость прецессии и угловая скорость ω_c не станут равными. Тогда давление подшипников на оси рамки исчезнет и прекратится дальнейшее увеличение угла α отклонения рамки относительно оси x . В этом случае:

$$\left. \begin{aligned} F_{оп} = M_{вн} = \omega_x = M_{гн} = 0; \\ \omega_y = \omega_c. \end{aligned} \right\}$$

(7.20)

Из уравнений (7.18) и (7.19) угол α отклонения оси рамки гироскопа равен

$$\alpha = \frac{H}{k_{пр}} \omega_y = \frac{H}{k_{пр}} \omega_c. \quad (7.21)$$

Таким образом, в рассмотренном частном случае угол поворота оси рамки относительно оси x пропорционален угловой скорости разворота самолета. В общем случае этот угол равен

где γ — угол крена летательного аппарата,

$$\omega = \frac{M_{\text{вн}}}{H},$$

$$\alpha = \frac{H\omega_c \cos \gamma}{k_{\text{пр}} - H\omega_c \sin \gamma},$$

При различных углах γ крена одной и той же угловой скорости разворота будут соответствовать различные углы α отклонения оси рамки гироскопа. Величина погрешности, обусловленная креном летательного аппарата, будет меньше, если угол между вектором H кинетического момента и вектором ω_c угловой скорости выража будет меньше отличаться от значения $\pi/2$. Поэтому гироскопы устанавливают на летательном аппарате так, чтобы знак угла α отклонения рамки был противоположен знаку угла γ крена.

Указатели и датчики угловых скоростей. Если с осью рамки скоростного гироскопа сочленить стрелку, то можно получить прибор, указывающий угловую скорость разворота. Такие приборы называются указателями поворота.

Вместо стрелки на оси рамки можно закрепить щетку потенциометра. В этом случае скоростные гироскопы используются как датчики угловых скоростей в различных автоматических системах управления (автопилотах, прицелах и т. д.).

Наличие указанной выше методической погрешности является причиной того, что указатели поворота часто не имеют градуированной шкалы, а служат только индикаторами наличия и знака угловой скорости разворота.

При правильном выраже выполняется равенство

$$\text{tg } \gamma = \frac{W\omega_c}{g}$$

(7.23)

где W — скорость полета;

g — ускорение силы тяжести.

Из формулы (7.23) следует, что при $W = \text{const}$ угол γ крена и угловая скорость ω_c выража имеют однозначную связь. Поэтому для определенной скорости W шкала указателя может градуироваться в значениях углов крена.

Скоростные гироскопы, применяемые в указателях поворота, довольно чувствительны к угловой скорости разворота летательного аппарата относительно *оси* u . Минимальные угловые скорости, отмечаемые прибором, не превышают 0,1—0,4 град/сек.

Демпфирование колебаний стрелки указателя поворота осуществляется с помощью пневматического демпфера D (рис. 7.23).

Комбинированный прибор — дублер авиагоризонта. Если в почете отказывает авиагоризонт, то летчик при пилотировании может использовать специальный комбинированный прибор, названный (неточно) дублером авиагоризонта (рис. 7.24). Этот прибор состоит из трех самостоятельных приборов: вариометра, электрического указателя поворота и указателя скольжения. В стеклянной изогнутой по определенному радиусу трубке помещен шарик указателя скольжения. Он представляет собой физический маятник, располагающийся по линии кажущейся вертикали.

О наличии и величине скольжения летательного аппарата судят по отклонению шарика от центра трубки. В прямолинейном полете указатель скольжения может служить указателем крена.

188

Это позволяет использовать его для качественного контроля исправности авиагоризонта.

Шкала вариометра расположена по наружному контуру циферблата. В центральной части располагается шкала указателя поворота, а в нижней части циферблата — шкала указателя скольжения.

Корпус прибора имеет две полости, отделенные одна от другой герметической перегородкой. В одной располагается механизм вариометра, а в другой — гиро-узел указателя поворота. Герметическая перегородка требуется для устранения влияния вращающегося электродвигателя гироскопа на показания вариометра. Ось стрелки вариометра помещается в центре, а ось стрелки указателя поворота — в нижней части прибора.

Использование комбинированного прибора рассмотренного типа дает возможность уменьшить

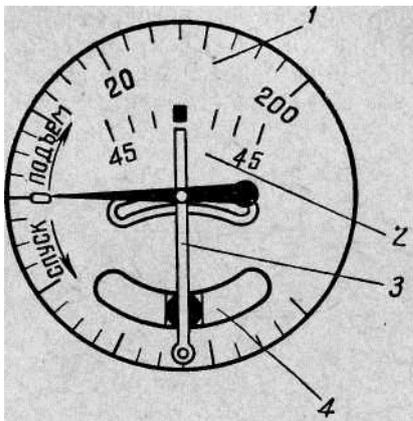


Рис. 7.24. Шкалы комбинированного прибора:

1 — шкала вариометра; 2 — шкала указателя поворота; 3 — стрелка указателя поворота; 4 — указатель скольжения

общее число приборов на прибор;

ной доске и облегчает летчику анализ показаний приборов.

Правильность работы указателя поворота дублера авиагоризонта проверяется нажатием на край приборной доски, где установлен этот прибор. При этом ввиду деформации амортизаторов доска получает угловое перемещение и стрелка указателя поворота отклоняется. Нажатие на левую сторону доски вызывает отклонение стрелки вправо.

Правильность показаний вариометра дублера авиагоризонта проверяется при контроле остальных анероидно-мембранных пи-лотажно-навигационных приборов.

Акселерометры. Для контроля величин перегрузок, возникающих при эволюциях летательных аппаратов, используются специальные измерители значений линейных ускорений — акселерометры. Наибольшее распространение получили акселерометры механические и электромеханические.

Механические акселерометры. Принцип работы и устройство механического акселерометра можно рассмотреть на примере акселерометра типа АМ-Ю, предназначенного для определения перегрузок, действующих на оаомлет в направлении его вертикальной оси. Упрощенная кинематическая схема его дана на рис. 7.25.

Два груза 8 и 9 с помощью рычагов закрепляются на осях 7 и 12 так, что при отсутствии ускорений они располагаются в пло-

189

кости, параллельной горизонтальной плоскости летательного аппарата. Стрелка 1 указателя при этом по шкале 2 показывает значение «+ 1».

При появлении ускорений в направлении оси y самолета корпус прибора вместе с осями 7 и 12 перемещается вверх, а инерционные грузы 8 и 9 отстают в этом движении. В результате относительно оси 7 действует момент вращения непосредственно от груза 8 и через секторы 11 и 10 — от груза 9. При повороте оси 7 ружины 6 к 13 создают момент, который при определенном угле поворота оси становится равным моменту, создаваемому грузами.

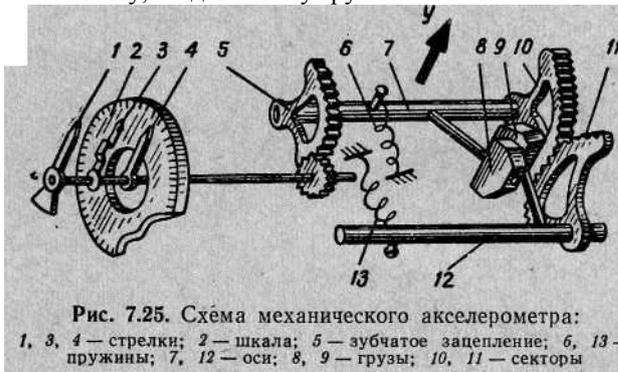


Рис. 7.25. Схема механического акселерометра:

1, 3, 4 — стрелки; 2 — шкала; 5 — зубчатое зацепление; 6, 13 — пружины; 7, 12 — оси; 8, 9 — грузы; 10, 11 — секторы

ледовательно, угол поворота оси пропорционален ускорению, направленному вдоль оси y . Через зацепление 5 передается движение стрелке / указателя. При отрицательных ускорениях (против направления оси y) стрелка / отклоняется в противоположную сторону от деления «+ 1» шкалы.

Шкала 2 прибора проградуирована в единицах, кратных величине ускорения силы тяжести ($g = 9,81 \text{ м/сек}^2$). Отсюда становится понятным, почему при отсутствии перегрузок (т. е. ускорений) стрелка указателя устанавливается на деление «+ 1» шкалы: в этом случае прибор показывает величину ускорения силы тяжести

g. На стрелке / имеется поводок (не показанный на схеме), тот поводок перемещает стрелку 3 в направлении положительных ускорений, а стрелку 4 — в направлении отрицательных ускорений. Стрелки 3 и 4 удерживаются на неподвижной втулке, через которую свободно проходит ось стрелки 1, небольшими силами трения и при движении стрелки 1 обратно к нулевому делению с эвдком уже не соприкасаются. Поэтому они фиксируют максимальные величины положительных и отрицательных ускорений, которые появились на летательном аппарате. С помощью специальной кнопки (механизм которой на схеме не показан) стрелки 3 и 4 могут быть возвращены на деление «+1» шкалы.

Наличие не одного, а двух грузов 8 и 9 в данной конструкции оказалось необходимым, чтобы исключить погрешность при-

90

бора от действия составляющих ускорений, направленных не по оси y . Когда грузы оказываются отклоненными от плоскости осей 7 и 12, то появляются дополнительные моменты грузов относительно осей в результате составляющей ускорения, нормальной к этим осям и лежащей в их плоскости. Однако сумма их относительно оси 7 равна нулю.

Электромеханические акселерометры. Для повышения точности измерения перегрузок датчик акселерометра необходимо устанавливать вблизи центра масс летательного аппарата и уменьшать силы трения в осях и зубчатых зацеплениях прибора. Эти требования удовлетворяются, если используется дистанционный электромеханический акселерометр, схема которого приведена на рис. 7.26.

Чувствительным элементом датчика акселерометра является массивный груз A . Специальные направляющие позволяют ему перемещаться только вдоль оси y летательного аппарата. Ввиду наличия пружин Pr , которые уравнивают силу инерции груза, величина линейного перемещения груза относительно корпуса прибора пропорциональна ускорению (перегрузке) центра масс летательного аппарата в направлении (или против направления) оси y .

С грузом жестко связана щетка потенциометра $Я_2$, которая при отсутствии ускорений устанавливается в его центре. При этом напряжение между щетками потенциометров $Я_2$ и $Я_3$ равно нулю.

Когда возникает ускорение, щетка потенциометра $Я_2$ отклоняется от электрической нейтрали мостика, образованного потенциометрами $Я_2$ и $Я_3$. Появляющееся между щетками переменное напряжение подводится к входу триода T («эмиттер-база») усилителя. В результате в цепи эмиттера, т. е. в обмотке управления электродвигателем $ЭД$, ток становится переменным; фаза этого тока определяется направлением смещения щетки потенциометра $Я_2$ относительно нейтрали. В обмотке w_c электродвигателя благодаря конденсатору C ток во времени сдвинут на угол $it/2$ относительно тока обмотки w_y . Поэтому суммарный вращающийся магнитный поток обмоток w_y и w_c обеспечивает вращение ротора электродвигателя $ЭД$ и (через редуктор) перемещение стрелки указателя. При этом электродвигатель перемещает щетку потенциометра $Я_3$ в направлении движения щетки $Я_2$, уменьшая напряжение на входе триода T . Когда это напряжение становится равным нулю, вращение электродвигателя прекращается и отклонение стрелки указателя показывает значение перегрузки летательного аппарата.

С уменьшением ускорения груз A под действием пружин перемещает щетку $Я_2$ к центру потенциометра. На входе триода T появляется напряжение сигнала противоположной фазы, и электродвигатель $ЭД$ движет стрелку указателя к делению «+ 1» шкалы.

191

Как и указатель акселерометра АМ-10, указатель электромеханического акселерометра имеет две дополнительные стрелки — фиксаторы максимальных положительной и отрицательной перегрузок, и кнопку для возвращения этих стрелок к нулевому делению шкалы.

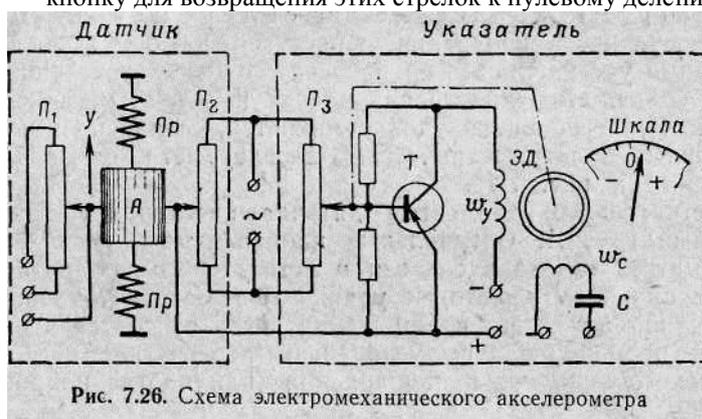


Рис. 7.26. Схема электромеханического акселерометра

В зависимости от типа летательного аппарата устанавливаемые на них акселерометры имеют различные диапазоны измерений: $-1 \div +3$; $-2 \div +4$, $-2 \div +10$ и т. д. Здесь за единицу измерения принята величина $g = 9,81 \text{ м/сек}^2$.

В датчике акселерометра имеется также потенциометр /7, который выдает сигналы о величинах ускорений в соответствующие устройства управления (например, в автомат безопасности полета).

Для того чтобы обеспечить быстрое затухание колебаний, груз акселерометра помещается в герметический корпус, заполненный маслом.

Питание схемы акселерометра осуществляется напряжением 115 в или 36 в переменного тока частотой 400 гц.

Погрешность акселерометра не превышает значений (0,1 — ~0,2)£.

§ 7.7. БОРТОВЫЕ СИСТЕМЫ РЕГИСТРАЦИИ АВАРИЙНЫХ ПАРАМЕТРОВ

Назначение бортовых систем регистрации параметров. На летательных аппаратах все более широкое использование получают бортовые системы регистрации параметров (БСРП). Они обеспечивают запись ряда координат летательного аппарата (скорости, высоты, углы атаки, ускорения и т. д.) и параметров наиболее важ-

192

ных технических устройств. Информация, получаемая от БСРП, необходима для повышения безопасности полета, надежности авиационной техники, совершенствования ее эксплуатации.

Регистрирующие устройства с небольшим количеством записываемых величин (две-три) устанавливались на отечественных самолетах еще в первые годы Великой Отечественной войны. Наибольшее же применение БСРП находили при испытательных полетах летательных аппаратов всех видов. Однако в настоящее время применение БСРП оказалось необходимым при эксплуатации всех серийных летательных аппаратов. В мае 1965 г. Международная организация по гражданской авиации рекомендовала всем государствам уделять особое внимание применению БСРП. В мае 1966 г. на заседании секции воздушного транспорта стран Совета Экономической Взаимопомощи были обсуждены технико-экономические требования к таким системам.

Бортовая система регистрации параметров входит в единый комплекс системы регистрации и обработки получаемой в полете информации. При этом система обработки информации обычно является наземной. Система обработки информации, получаемой в БСРП данного летательного аппарата, представляет собой специальные дешифрирующие и вычислительные устройства. С их помощью осуществляются техническая диагностика (определение технического состояния наиболее важных бортовых устройств), анализ причин конкретных летных происшествий и предпосылок к ним, оценка качества пилотирования и выполнения заданий учебно-боевых и боевых полетов.

Результаты обработки информации БСРП отдельных летательных аппаратов впоследствии используются в статистических системах обработки информации о данном классе (типе) летательных аппаратов. Эти системы позволяют выполнить общий анализ летных происшествий и предпосылок к ним, определить пути и способы совершенствования авиационной техники, технической эксплуатации, подготовки летного и технического составов.

Конструктивно БСРП обычно разделяется на две независимые одна от другой части — эксплуатационный регистратор и аварийный регистратор, или бортовая система регистрации аварийных параметров (БСАРП).

В специальном накопителе информации аварийного регистратора фиксируются те параметры технических устройств и координаты летательного аппарата, которые необходимы для анализа причин летных происшествий или предпосылок к ним. При любых последствиях летного происшествия этот накопитель информации должен быть сохранен, что достигается соответствующими средствами его защиты и спасения.

В накопителе эксплуатационного регистратора записываются текущие значения определенных параметров бортовых технических устройств, служащие для прогнозирования технического состояния устройств и ускорения поиска места неисправности. Число

7—2891

193

этих параметров обычно значительно больше, чем записывается в аварийном регистраторе. Поскольку знание их при анализах аварийных ситуаций не является существенным, а спасение накопителя требует значительных усложнений конструкции и увеличения веса регистратора, то накопитель эксплуатационного регистратора при авариях не спасается. Сложность спасения и является причиной раздельного конструктивного исполнения аварийного и эксплуатационного регистраторов. В учебнике рассматриваются только бортовые системы регистрации аварийных параметров.

Требования к бортовым системам регистрации аварийных параметров и способы их обеспечения.

- сохраняемость записанной информации при пожарах, ударных перегрузках с ускорениями величиной до 100 *g*, при попадании в топливные и масляные смеси;
- малые вес и габариты;
- достаточное количество записываемой и сохраняемой информации.

Выполнение первого требования обеспечивается применением термостойких, механически прочных и влагонепроницаемых защитных экранов накопителей информации, механически прочных, термостойких и влагостойких материалов накопителей информации. В ряде случаев регистратор или накопитель информации оборудуется катапультной, которая катапультирует его с борта при возникновении аварии. При этом катапультируемое устройство должно иметь сигнализацию о его местонахождении. Сигнализация обеспечивается с помощью специального радиомаяка или яркой окраски защитного кожуха устройства.

Малый вес и габариты достигаются выбором минимального числа записываемых параметров, уплотнением их записи.

Блок-схемы БСАРП. Существующие БСАРП можно разделить на системы с электромеханической записью параметров и системы с механической записью параметров.

На рисунке 7.27 изображена упрощенная блок-схема бортовой системы регистрации аварийных параметров с электромеханической записью параметров. В качестве датчиков информации здесь используются anerоидно-мембранные устройства измерения высоты, скорости полета, давлений жидкостей и газов, пружинные акселерометры, потенциометры и т. д. Вне зависимости от их физической природы выходные величины датчиков предварительно преобразуются в электрические сигналы. После усиления в усилителе *У* сигнал поступает на записывающее устройство, которое производит запись параметра на накопителе информации.

Носителем информации может служить несгораемая магнитная пленка или проволока, фотопленка. При магнитной записи электрические сигналы, характеризующие значения измеряемых вели-

194

чин, преобразуются в цифровой код, который и записывается на носитель информации.

Коммутатор *К* обеспечивает регистрацию многих параметров на небольшое количество дорожек записи, т. е. уплотнение информации. От специального временного механизма в записывающее устройство поступают импульсы для записи отметок времени, что необходимо для последующей обработки информации.

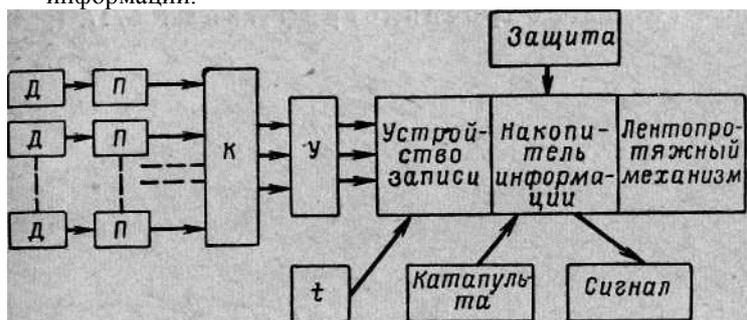


Рис. 7.27. Упрощенная блок-схема бортовой системы регистрации аварийных параметров

В БСАРП с механической записью параметров отсутствует коммутатор и общий усилитель. Датчики измеряемых параметров и отдельные усилители обеспечивают преобразование этих параметров в механические перемещения записывающих перьев. В качестве носителя информации применяются несгораемые пленки, закопченная или покрытая спецсоставами бумага. Запись на них производится специальной желеобразной чернильной пастой, царапаньем или частыми проколами бумаги перьями-иголками. Носитель информации выполняется в виде ленты шириной 30—100 мм. Она с помощью часового механизма или электродвигателя протягивается относительно перьев со скоростью от 0,5 до 100 мм/сек (в зависимости от назначения записи).

Примерами простейших БСАРП, в которых отсутствует катапультирование и сигнализация о местонахождении носителя информации, служат самописцы К2-717, К3-63 и др. Они обеспечивают регистрацию небольшого количества (двух-трех) важнейших характеристик полета летательного аппарата с помощью царапанья и накалывания острыми перьями бумажной или несгораемой органической пленки — носителя информации. Большое число параметров (6—12 и более) регистрируется с помощью БСАРП, где используются шлейфовые осциллографы — для записи на фотопленку, или комбинация шлейфовых осциллографов и царапающих перьев — для записи как на фотопленку, так и на бумажную ленту.

Для записи в БСАРП наиболее часто принимаются: приборная скорость и барометрическая высота полета, линейные ускорения относительно осей x , y , z самолета, скорости вращения авиадвигателей, углы отклонения стабилизатора и рулей управления, давления в гидросистемах, сигналы о состоянии отдельных электрических цепей и др.

Принцип устройства бароспидографов. К простейшим регистрирующим устройствам относятся бароспидографы, примером которых может служить бароспидограф типа К2-717 (рис. 7.28).

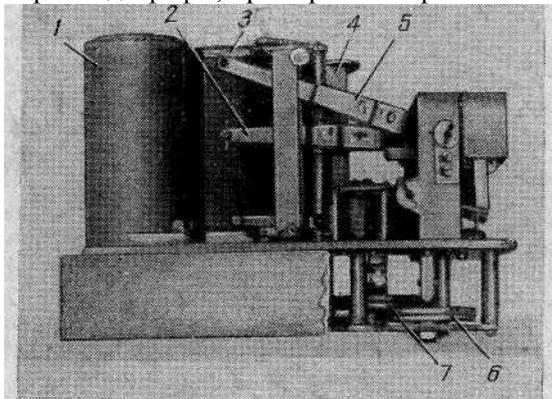


Рис. 7.28. Конструкция бароспидографа К2-717:
1 и 4 — катушки; 2, 5 — рычаги; 3 — «столик»; 6 — анероидная коробка; 7 — манометрическая коробка

Он производит запись значений приборной скорости $V_{ин}$ и барометрической высоты $Я$ полета. Механизм бароспидографа вместе с датчиками помещен в герметический пластмассовый корпус (на рис. 7.28 корпус не показан).

С помощью анероидной коробки 6 измеряется высота, а манометрической коробки 7 — скорость полета. Перемещения центров коробок через рычажно-множительные устройства передаются на рычаги 2 и 5, на концах которых закреплены острые перья-иглы.

Накопителем информации служит бумажная лента, покрытая специальной краской. С катушки 4 запаса лента поступает на приемную катушку 1, защищенную массивным стальным кожухом. Привод приемной катушки осуществляется электродвигателем постоянного тока, работающим от сети напряжением 27 в. Протягиваемая под острыми перьями бумага прижимается к полированной стальной пластине — «столику» 3. При этом, прижатые пружинами к бумаге перья царапают на ней линии значений записываемых параметров.

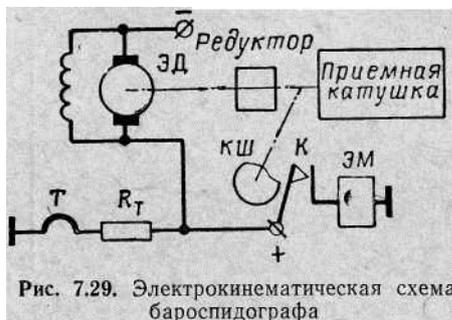


Рис. 7.29. Электрокинематическая схема бароспидографа

Электрокинематическая схема прибора показана на рис. 7.29, на котором видно, что электродвигатель ЭД протяжки ленты вращает кулачковую шайбу КШ. Шайба периодически замыкает и размыкает контакты К цепи питания электромагнита ЭМ отметчика времени. Электромагнит, срабатывая, перемещает относительно ленты перо, записывающее отметки времени. Поскольку электродвигатель имеет параллельное возбуждение, его скорость вращения постоянна и, следовательно, расстояния между отметками времени будут одинаковыми и соответствовать заданному интервалу времени. В некоторых регистраторах сигнал отметки времени на электромагнит отметчика подается от специальных электрочасов.

Игла отметчика времени чертит на ленте также базовую линию, т. е. линию, относительно которой отсчитываются координаты положений точек записанных параметров.

Постоянство температуры в корпусе прибора обеспечивается с помощью биметаллического регулятора

температуры T , который замыкает цепь нагревательного элемента R_e при уменьшении температуры и размыкает ее — при увеличении температуры сверх

заданного предела.

Регистраторы типа КЗ-63 регистрируют в полете три величины: барометрическую высоту H , приборную скорость V_m и вертикальные (т. е. действующие в направлении оси y самолета) перегрузки P_y .

Принципиальная механическая схема прибора похожа на схему прибора К2-717.

Датчиком перегрузок в регистраторе является простейший акселерометр, груз которого подвешен на пружинах и имеет возможность перемещаться в направлении оси y самолета. С грузом связан рычаг с записывающей иглой. Все три датчика и электромагнит отметчика времени располагаются в одном корпусе регистратора.

Участок ленты носителя информации с записанными характеристиками может иметь вид, показанный на рис. 7.30.

Для того чтобы иметь возможность более тщательно анализировать режимы полета при наличии перегрузок, в регистраторе обеспечивается протяжка ленты с двумя скоростями. При полете

197

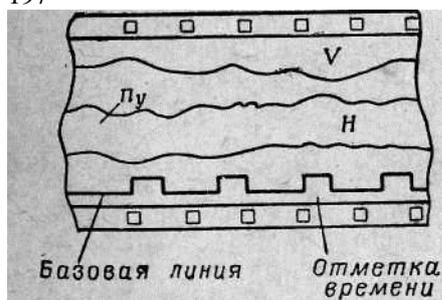


Рис. 7.30. Участок записанной ленты бароспидографа

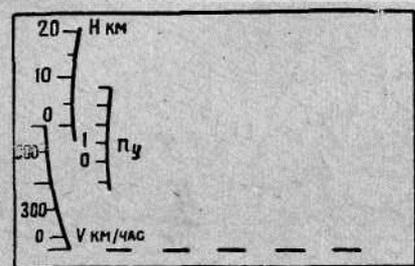


Рис. 7.31. Шаблон для расшифровки записей бароспидографов

без перегрузок скорость протяжки ленты равна 5 мм/мин . Когда же возникают перегрузки, груз акселерометра смещается от нейтрального положения и замыкает контакты цепи электромагнита управления переключением редуктора электропривода приемной катушки. В результате скорость движения ленты становится равной 5 мм/сек , т. е. увеличивается в 60 раз. Запись становится более растянутой во времени, расстояния между отметками времени увеличиваются в 60 раз, подробность записи возрастает.

Особенности обработки запи- регистраторов. Особенностью всех регистраторов с механической записью перьями является движение последних по дугам окружностей при изменении величины записываемого параметра. Это обусловлено конструкцией механизма рычажной передачи от чувствительного элемента к перу. Радиусы дуг линий записи обычно различны для различных датчиков регистратора.

Расшифровка записей, т. е.

определение значений скорости, высоты, перегрузок или других записываемых параметров, выполняется с помощью специальных шаблонов, изготавливаемых для каждого параметра. Шаблон может представлять собой прозрачную пленку, на которой нанесены дуги линий записи каждого параметра (рис. 7.31). На линиях нанесены шкалы значений записываемых параметров. Шкалы параметров на шаблоне сдвинуты относительно друг друга по оси ленты на величину сдвига записывающих перьев в регистраторе.

Шаблон накладывается на участок ленты с записью, который требует расшифровки, и по точкам пересечения шкал с линиями записи на носителе информации определяются значения соответствующих параметров в рассматриваемый момент времени. Момент времени, к которому относится точка пересечения, определяется специальной отметкой t на базовой линии шаблона и совпадающей с ней отметкой времени на ленте регистратора.

Для более точной расшифровки записей используют проектор типа 5ПО-1 («Микрофот») или дешифратор лент кинофотопуле-мета при десятикратном увеличении записи. В этом случае шаблоны строятся по экранам, на которые проектируются изображения записей с ленты носителя информации,

ГЛАВА 8

АВИАЦИОННЫЕ КОМПАСЫ, КУРСОВЫЕ СИСТЕМЫ И НАВИГАЦИОННЫЕ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНЫЕ УСТРОЙСТВА

§ 8.1. МЕТОДЫ ИЗМЕРЕНИЯ КУРСА И КЛАССИФИКАЦИЯ АВИАЦИОННЫХ КОМПАСОВ

По принципу получения информации о курсе летательного аппарата авиационные компасы делятся на следующие группы:

1. Магнитные компасы. Чувствительные элементы этих компасов обладают избирательностью по отношению к магнитному меридиану Земли. В качестве чувствительных элементов используются устройства типа магнитной стрелки и электрические индукционные элементы. Магнитные стрелки обладают собственным направляющим моментом, который обеспечивает установление стрелки по направлению магнитного меридиана Земли. Электрические индукционные чувствительные элементы воспроизводят вектор напряженности магнитного поля Земли в виде вектора напряженности электромагнитного поля чувствительного элемента.

2. Компасы с использованием инерциальных свойств гироскопов. В качестве чувствительных элементов угла курса здесь применяются гироскопы. В гироскопах гироскоп устроен таким образом, что он обладает собственным устанавливающим моментом относительно меридиана Земли. Если же гироскоп не обладает таким моментом, то измеритель курсового угла с таким гироскопом называется гиropolукомпасом.

Существующие гироскопы имеют сложную конструкцию и большие погрешности, вследствие чего в авиации они не применяются. Гиropolукомпасы же очень широко используются на летательных аппаратах различных типов. Гиropolукомпас обеспечивает измерение ортодромического курса полета самолета, т. е. угла между продольной осью самолета и направлением плоскости начальной ортодромии.

3. Астрономические компасы. По информации о взаимном расположении поверхности Земли и небесных тел автоматически рассчитывается истинный или ортодромический курс летательного аппарата.
4. Радиокompасы. В этих компасах используется информация о взаимном расположении летательного аппарата и наземных радиостанций.
5. Курсовые системы, в которых одновременно сочетаются компасы первой, второй и четвертой групп, или второй, третьей и четвертой групп, или всех групп вместе. По взаимному расположению чувствительного элемента и указателя авиационные компасы делятся на недистанционные и дистанционные. В дистанционных компасах чувствительный элемент соединяется с показывающим прибором специальной дистанционной электрической передачей.

§ 8.2. МАГНИТНЫЕ КОМПАСЫ

Компасы с чувствительным элементом типа магнитной стрелки.

В авиационных магнитных недистанционных компасах (рис. 8.1) чувствительный элемент выполняется из двух постоянных магнитов в виде стержней. На оси вращения стержней закрепляется

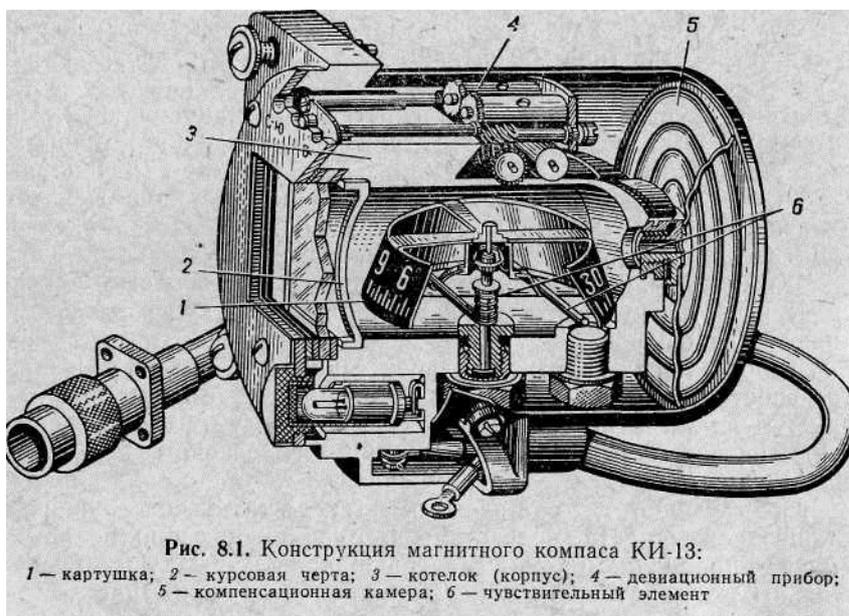


Рис. 8.1. Конструкция магнитного компаса КИ-13:
1 — картушка; 2 — курсовая черта; 3 — котелок (корпус); 4 — девиационный прибор; 5 — компенсационная камера; 6 — чувствительный элемент

картушка / со шкалой. Для уменьшения сил трения в опорном подшипнике оси весь узел чувствительного элемента с картушкой помещается в котелок (корпус) 3, наполненный жидкостью (лигроином). Жидкость обеспечивает также демпфирование колеба-

200

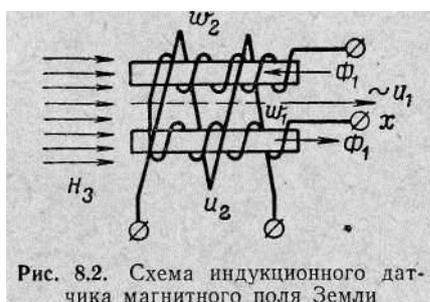


Рис. 8.2. Схема индукционного датчика магнитного поля Земли

ний картушки. Для компенсации изменения объема жидкости при колебаниях температуры применяется компенсационная камера 5 из гофрированных мембран, соединяющаяся с полостью котелка. За передним стеклом компаса помещена курсовая черта 2 для отсчета углов курса. Для уменьшения погрешности показаний компаса имеется специальный девиационный прибор 4

Компасы подобного типа (КИ-12, КИ-13) имеют большие девиации из-за наличия непостоянных магнитных полей в месте установки и поэтому служат лишь для общей ориентировки в случае отказа компасов других видов.

Для уменьшения влияния посторонних магнитных полей летательного аппарата на показания магнитных компасов применяются дистанционные магнитные компасы. В этом случае чувствительный элемент устанавливается в таком месте летательного аппарата (консоль крыла, хвостовое оперение), в котором влияние посторонних магнитных полей минимально. На оси вращения чувствительного элемента закрепляются щетки потенциометра дистанционной электрической передачи. Щетки потенциометра датчика курса электрически соединяются с обмотками логометра указателя компаса. Стрелка указателя закреплена на оси подвижного магнита логометра. К одному датчику курса могут подключаться два-три указателя.

Недостатками компасов с чувствительными элементами типа магнитной стрелки являются инерционность магнитной системы, вызывающая значительные погрешности показаний при эволюциях летательного аппарата, недостаточная их механическая прочность, большие вес и габариты, наличие подвижных контактов в дистанционной передаче. Этих недостатков нет в магнитных компасах с индукционными чувствительными элементами.

Принцип действия индукционного чувствительного элемента. В индукционном чувствительном элементе на двух параллельных пермалловых стержнях (рис. 8.2) помещается по одной одинаковой обмотке- W , которые соединены последовательно друг с другом. Обмотки намотаны так, что при подведении к ним переменного напряжения u_1 магнитные потоки Φ в каждом стержне направлены противоположно друг другу. Поэтому их суммарный магнитный поток равен нулю и во вторичной обмотке w_2 , охватывающей оба стержня, потоками Φ э. д. с. не индуцируется.

При протекании по обмоткам W_1 переменного тока h (рис. 8.3) индукция B периодически изменяется, причем при насыщении сердечников индукция B достигает максимума и остается постоянной в течение некоторого времени (кривая 2). С увеличением индукции уменьшается магнитная проницаемость μ сердечников

201

(кривая 3). При насыщении она равна нулю. С уменьшением индукции проницаемость снова растет (магнитная проницаемость не может быть отрицательной). Таким образом, обмотки переменного тока служат для управления магнитной проницаемостью сердечников.

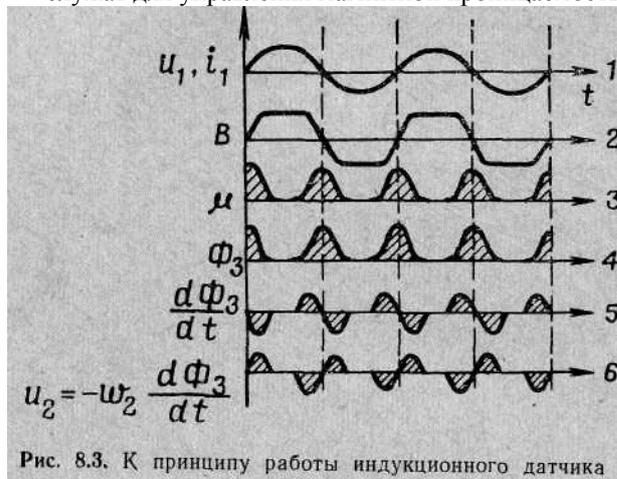


Рис. 8.3. К принципу работы индукционного датчика

Стержни помещаются в магнитное поле Земли, имеющее напряженность Y_3 . Индукция B_3 в сердечниках, обусловливаемая напряженностью Y_3 Земли, пропорциональна магнитной проницаемости μ стержня:

$$B_3 = \mu Y_3 \quad (8.1)$$

Соответственно этой индукции в сердечниках возникает магнитный поток $\Phi_3 = B_3 S = \mu \mu_0 Y_3 S$

(8.2)

где S — площадь сечения сердечника.

Поскольку магнитная проницаемость сердечников изменяется (кривая 3), то будет точно так же изменяться в них и величина потока Φ_3 (кривая 4). При увеличении магнитной проницаемости стержней магнитное поле B_3 как бы входит в оба стержня одновременно и намагничивает их. С уменьшением магнитной проницаемости μ магнитное поле B_3 в стержнях уменьшается, как бы вытесняется из стержней магнитными потоками обмоток W_1 и W_2 . Кривая 4 показывает, что с обмоткой сцепляется переменный магнитный поток, который изменяется со скоростью $\dot{\Phi}_3$ (кривая 5).

202

Поэтому во вторичной обмотке w_2 индуцируется переменное напряжение

Из графиков следует, что частота напряжения u_2 в два раза больше, чем частота напряжения u_1 , подводимого к первичной обмотке.

Если вектор напряженности H_3 магнитного поля Земли образует с осью x стержней угол ϕ (рис. 8.2), то величина u_2 зависит только от составляющей $H_3 \cos \phi$, направленной вдоль оси x . С увеличением угла ϕ величина u_2 уменьшается.

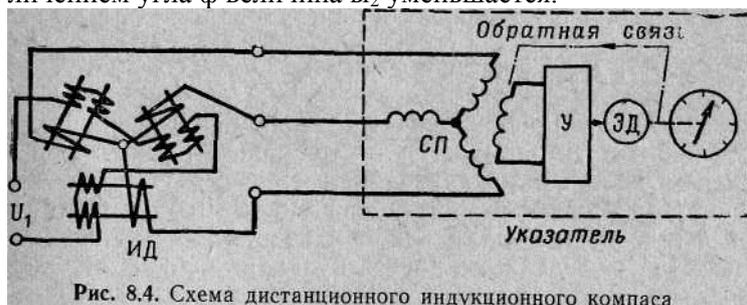


Рис. 8.4. Схема дистанционного индукционного компаса

Компас с индукционным чувствительным элементом. Чувствительный элемент компаса состоит из трех одинаковых пар стержней, расположенных под углом 120° один к другому на одном основании (рис. 8.4). Первичные обмотки соединяются последовательно, а вторичные — звездой или треугольником. Выход индукционного датчика подключается к обмотке статора сельсин-приемника СП. Распределение токов в

фазах сельсина зависит от ориентации всего чувствительного элемента относительно магнитного меридиана Земли. Поэтому результирующий поток сельсина практически определяет направление магнитного меридиана Земли. В роторе сельсина индуцируется э. д. с, фаза и величина которой определяются курсом летательного аппарата.

Напряжение обмотки ротора подводится на вход усилителя U и далее на электродвигатель ЭД. Электродвигатель вращает стрелку указателя компаса и поворачивает одновременно ротор сельсин-приемника в положение, где напряжение на его обмотке будет равно нулю. В этом положении электродвигатель останавливается и стрелка указателя показывает курс, самолета.

Погрешности магнитных компасов и способы их уменьшения. Основными погрешностями магнитных компасов являются девиация-Ция поворотная погрешность, креновая погрешность.

Девиации. Магнитное поле летательного аппарата можно Разделить на две составляющие: постоянную и переменную.

203

$$u_2 = -\omega_2 \frac{d\Phi_3}{dt} = \omega_2 S H_3 \frac{d\mu}{dt}.$$

Постоянная составляющая поля сохраняет свое направление относительно осей летательного аппарата независимо от его курса. Поле создается деталями и агрегатами, изготовленными из так называемого «твердого» железа — стали или других материалов с большой коэрцитивной силой. Эти предметы всегда несколько намагничены, действуют как постоянные магниты.

Направление переменной составляющей поля относительно осей летательного аппарата зависит от его курса. Это поле обусловлено деталями и агрегатами, изготовленными из так называемого «мягкого» железа, т. е. из металлов с малой коэрцитивной силой, намагниченными магнитным полем Земли.

Девиация компаса является периодической непрерывной функцией от угла «курса летательного аппарата». Разложение ее в ряд Фурье дает следующую зависимость:

$$\delta \simeq A + B \sin \psi + C \cos \psi + D \sin 2\psi + E \cos 2\psi + \dots, \quad (8.4)$$

где A, B, C, D, E — приближенные коэффициенты девиации.

Коэффициент A называется постоянной или круговой девиацией и вызывается намагничиванием «мягкого» железа летательного аппарата полем Земли. Девиации $B \sin \psi$ и $C \cos \psi$ называются полукруговыми, так как при повороте летательного аппарата на 360° они дважды равны нулю и дважды — максимуму.

Обусловлены эти девиации влиянием «твердого» железа. Девиации $D \sin 2\psi$ и $E \cos 2\psi$ называются четвертными и вызываются «мягким» железом.

Полукруговую девиацию магнитных компасов уменьшают созданием компенсирующего магнитного поля в месте расположения чувствительного элемента компаса. Для этой цели на датчике компаса устанавливается специальное девиационное устройство, состоящее из постоянных магнитов (рис. 8.1).

Круговая девиация устраняется разворотом датчика компаса на определенный угол в горизонтальной плоскости.

Четвертная девиация и девиации более высоких порядков достаточно малы. Однако и они устраняются в компасах высокой точности с помощью специального лекального устройства.

Поворотная погрешность вызывается действием вертикальной составляющей $H \sin \theta$ магнитного поля Земли на чувствительный элемент, плоскость которого наклонена относительно плоскости горизонта на угол θ .

Указанный наклон может быть следствием появления углов крена и тангажа летательного аппарата.

Поворотная погрешность может достигать значений до $\pm 180^\circ$ при выполнении виражей.

Если вираж выполняется с большим углом крена (на северных курсах), то скорость движения стрелки указателя магнитного компаса может оказаться больше скорости разворота самолета; в этом случае летчику, наблюдающему за показаниями компаса, кажется, что самолет разворачивается в противоположную сторо-

204

иу. На южных курсах стрелка указателя компаса разворачивается в сторону, противоположную развороту; летчику кажется, что самолет совершает разворот с большей скоростью.

Для того чтобы уменьшить поворотную погрешность при появлении углов крена и тангажа (когда отсутствует координированный разворот летательного аппарата), магнитный узел датчика компаса закрепляется в карданном подвесе, который обладает нижней маятниковостью. Однако и в этом случае при координированных разворотах под действием сил инерции плоскость чувствительного элемента поворачивается относительно оси подвеса и становится наклоненной к плоскости горизонта. В результате снова появляется поворотная погрешность.

При виражах самолета угол между проекцией горизонтальной составляющей вектора напряженности магнитного поля Земли на наклоненную плоскость чувствительного элемента компаса и продольной

ось самолета становится не равным углу курса. Это вызывает дополнительную поворотную погрешность компаса, которая не зависит от вертикальной составляющей вектора напряженности поля Земли.

Креновая погрешность возникает при наличии углов крена или тангажа летательного аппарата, если при этом основание чувствительного элемента остается горизонтальным. Обусловлена она тем, что нормальная к плоскости $x — z$ летательного аппарата составляющая магнитной силы, создаваемой «твердым» железом, при угле крена создает горизонтальную составляющую магнитного поля. Если датчик компаса располагается вдали от магнитных масс летательного аппарата, то креновая погрешность невелика.

§ 8.3. ГИРОПОЛУКОМПАСЫ

Принцип действия и устройство гиropolукомпаса. Магнитными компасами при эволюциях летательных аппаратов пользоваться практически нельзя вследствие больших погрешностей их показаний. Поэтому курс летательного аппарата в процессе эволюции и неустановившихся режимов полета определяется с помощью гиropolукомпаса.

Гиropolукомпас представляет собой гироскоп с тремя степенями свободы. Ось его ротора с помощью специального корректирующего устройства удерживается постоянно в горизонтальной плоскости. Вследствие вращения Земли гироскоп будет «уходить»^в горизонтальной плоскости со скоростью

$\langle \dot{\gamma} \rangle = - \omega_3 \sin \langle \rho \rangle$, где ω_3 — угловая скорость вращения Земли;

$\langle \rho \rangle$ — географическая широта места, где расположен гиropolукомпас. Если с помощью специального корректирующего устройства

205

воздействовать на гироскоп так, чтобы его угловая скорость прецессии была равна по величине угловой скорости ухода $\dot{\gamma}$ и противоположна ей по знаку, то ось гироскопа будет неподвижна относительно поверхности Земли. Если направление (курс) оси гироскопа известно для данного момента времени, то в дальнейшем этой осью можно пользоваться как стрелкой магнитного компаса (данное утверждение справедливо, если при этом координаты местоположения гиropolукомпаса изменяются незначительно).

Если скорость прецессии гироскопа непрерывно корректируется по величине широты $\langle \rho \rangle$ места нахождения летательного аппарата так, чтобы величина ее была равна $\dot{\gamma} = \omega_3 \sin \langle \rho \rangle$, то ось гироскопа своего положения относительно дуги ортодромии изменять не будет. Всякое отклонение летательного аппарата от линии ортодромии будет фиксироваться гиropolукомпасом. Таким образом, курс, показываемой гиropolукомпасом, представляет собой отклонение продольной оси летательного аппарата от первоначальной ортодромии, т. е. ортодромический курс.

На рисунке 8.5 приведена электрокинематическая схема гиropolукомпаса. Он состоит из гироагрегата и указателя.

Гироагрегат представляет собой гироскоп с тремя степенями свободы, главная ось x которого располагается в горизонтальной плоскости. Ротор 2 гироскопа приводится во вращение со скоростью до 22 000 об/мин асинхронным трехфазным электродвигателем, питаемым напряжением 36 в частотой 400 гц. Кожух / гироскопа является его внутренней рамкой.

На оси внешней рамки гироскопа закреплен потенциометр 4. С его трех щеток, расположенных под углами 120° друг к другу и закрепленных на диске 5, напряжение подводится к щеткам потенциометра П указателя. Две диаметрально противоположные отпайки его включены на вход усилителя У, который может располагаться отдельным блоком вне корпуса указателя.

При изменении курса самолета ось x гироскопа и, следовательно, потенциометр 4 своего положения в горизонтальной плоскости не изменяют; щетки потенциометра поворачиваются вместе с корпусом гироагрегата, т. е. с самолетом. Это вызывает изменение распределения потенциалов на щетках потенциометра П указателя и, следовательно, появление напряжения на входе усилителя У. Усиленное напряжение подводится к электродвигателю ЭД, который перемещает шкалу Ш указателя и щетки потенциометра Я до тех пор, пока напряжение на выходе этого потенциометра не станет равным нулю (при данном распределении потенциалов на щетках потенциометра П разность напряжений на его двух отпайках может быть равна нулю только при одном, вполне определенном, положении его щеток). При этом положение щеток потенциометра указателя будет согласовано с положением щеток потенциометра 4, т. е. с положением оси ротора гироскопа относительно продольной оси самолета; шкала указателя будет показывать значение нового курса полета.

206

Поскольку при включении гиropolукомпаса его ось x может занимать любое произвольное положение в горизонтальной плоскости, то для начальной установки шкалы указателя на необходимое значение курса в гироагрегате имеется электродвигатель 6. При его включении щетки потенциометра 4 и, следовательно, шкала указателя будут вращаться до тех пор, пока электродвигатель не будет выключен. Управление электродвигателем осуществляется или членом экипажа, или же автоматически от магнитного компаса.

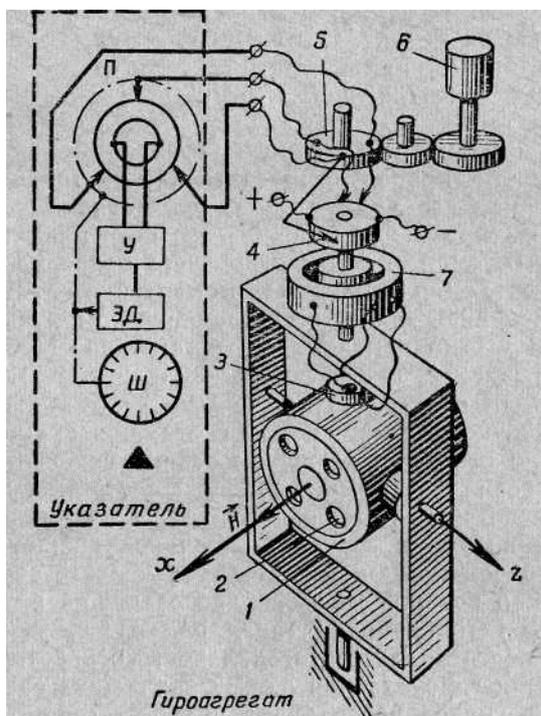


Рис. 8.5. Электрокинематическая схема гирополукомпаса:
 1 — кожух (корпус); 2 — ротор; 3 — жидкостный маятник;
 4 — потенциометр; 5 — диск; 6, 7 — электродвигатели

Для того чтобы ось ротора гироскопа всегда располагалась в горизонтальной плоскости, на кожухе 1 закрепляется трехконтактный жидкостный маятник 3.

При отклонении оси ротора от горизонтальной плоскости маятник выдает сигнал в коррекционный электродвигатель 7, ротор которого закреплен на оси внешней рамки гироскопа. Электродви-

207

гатель создает момент вращения относительно этой оси, обеспечивая прецессию оси X к горизонтальной плоскости (принцип работы жидкостного маятника с коррекционным электродвигателем рассматривается в § 7.5).

Для устранения ухода гироскопа вследствие вращения Земли необходимо создать вращающий момент относительно его оси z , который обеспечит прецессию гироскопа относительно вертикальной оси со скоростью $\sin \theta$. В некоторых гирополукомпасах этот момент создается или специальным балансировочным грузиком закрепляемым на корпусе / гироскопа (ГИК-1), или моментным электродвигателем, закрепляемым на внешней рамке гироскопа и воздействующим на ось z . На электродвигатель с помощью специального широтного потенциометра подается напряжение, пропорциональное составляющей $e_0 \sin \theta$ скорости вращения Земли.

Использование балансировочного грузика обеспечивает устранение погрешности гирополукомпас только на той широте местонахождения самолета, для которой произведена балансировка. При изменении широты места появляется погрешность, определяемая вращением Земли. В этом отношении более удобна компенсация вращения Земли с помощью моментного электродвигателя, так как с изменением широты Места поворотом ручки широтного потенциометра можно изменить соответствующим образом и момент, прикладываемый к оси z гироскопа (рис. 8.5).

Рассмотренная конструктивная схема гироскопа гирополукомпаса обладает существенным недостатком: при вращении самолета относительно оси, совпадающей с осью z гироскопа (рис. 8.5), ось x ротора совпадает по направлению с осью внешней рамки. Это вызывает потерю устойчивости гироскопа и неправильные показания гирополукомпаса после окончания вращения самолета. Поэтому на современных истребителях используется конструкция гироскопа ГПК, в которой имеются две следящие рамки (в авиагоризонте АГД-1 только одна такая рамка). Наличие двух следящих рамок обеспечивает ортогональность оси ротора гироскопа и внешней рамки гироскопа при любых эволюциях самолета.

Датчиком сигналов углов крена и тангажа самолета для систем следящих рамок служат сельсины гироагрегата АГД-1. На оси внешней рамки карданного подвеса ГПК закреплен ротор сельсина. Сигнал курса снимается с трех обмоток его статора.

Погрешности гирополукомпасов. Гирополукомпасы обладают рядом методических и инструментальных погрешностей. К методическим относятся карданная и виражная погрешности. Погрешности, являющиеся следствием несбалансированности гироскопа, непостоянства кинетического момента ротора, наличия трений

в подшипниках и т. п., относятся к инструментальным.

Карданная погрешность возникает при появлении углов крена и тангажа самолета, когда ось внешней рамки отклоняется от положения вертикали. Причиной этой погрешности служат гео-

208

метрические особенности конструкции карданного подвеса. Величина карданной погрешности определяется зависимостью

$$\Delta\psi = \psi - \arctg(\operatorname{tg}\psi \cos\gamma), \quad (8.5)$$

где γ — угол крена самолета;

ψ — угол между осью ротора гироскопа и продольной осью самолета.

Эта погрешность исчезает, как только угол крена становится равным нулю.

Карданная погрешность в гиropolукомпасе может быть устранена только в том случае, если ось наружной рамки подвеса будет стабилизирована в вертикальном положении. Это достигается установкой карданного подвеса на основание, стабилизированное в плоскости горизонта.

Выражная погрешность появляется при виражах и возникает в связи с работой коррекционного устройства, обеспечивающего перпендикулярность положения ротора гироскопа к плоскости внешней рамки гироскопа. В отличие от карданной погрешности выраженная погрешность непрерывно накапливается в процессе выполнения виража и не исчезает после его окончания. Для уменьшения выраженных погрешностей часто выключают горизонтальную коррекцию гироскопа ГПК при виражах.

Погрешность кинетического момента ГПК появляется при изменении величины кинетического момента $H = JQ$. На величину этого момента значительное влияние оказывают изменения напряжения и частоты тока, питающего электродвигатель гироскопа. С увеличением напряжения (частоты) тока возрастает скорость вращения Q ротора гироскопа и, следовательно, уменьшается скорость его прецессии

$$\omega_r = \frac{M}{JQ}, \quad (8.6)$$

которая была установлена для компенсации влияния вращения Земли. Эта ошибка возрастает с течением времени. При уменьшении напряжения (частоты) тока скорость прецессии (8.6) увеличивается и становится больше заданного значения, что вызывает появление ошибки противоположного знака.

Таким образом, одним из условий получения высокой точности показаний гиropolукомпасов служит питание электродвигателей роторов током стабильного напряжения и стабильной частоты. Для современных ГПК погрешность от ухода оси ротора гироскопа не превышает $0,5\text{—}1^\circ$ в час.

Особенности эксплуатации гиropolукомпасов. В процессе подготовки к вылету летчик (штурман) должен установить ручку широтного потенциометра на пульте управления ГПК на значение географической широты места. За две-три минуты до выруливания на старт включается питание ГПК-

209

В момент пролета исходного пункта маршрута шкалу ГПК ледует установить на заданный курс или, для удобства выдерживания курса, на нулевое деление, что осуществляется рукояткой разворота шкалы на пульте управления ГПК. При выдерживании курса по ГПК полет будет происходить по ортодромии.

Следует помнить, что с течением времени полета будет накапливаться разность между показаниями гиropolукомпаса и магнитного компаса. Объясняется это тем, что при полете по ортодромии магнитный курс ϕ_m будет непрерывно изменяться. Так, при полете по всей окружности ортодромии курс изменится на 60° .

В полете с изменением широты места следует периодически становить ручку широтного потенциометра в соответствие широтой пролетаемой местности.

Однако с течением времени в показаниях ГПК накапливается погрешность в результате ухода гироскопа (по причинам несбалансированности, неточной установки широтного потенциометра др.). Поэтому при полете по ортодромии показания ГПК корректируются в заранее намеченных пунктах по магнитному, астрономическому компасу или радиокompасу. Следует также учитывать, что при выполнении виражей гиropolукомпас, у гироскопа которого отсутствуют следящие рамки (рис. 8.5), не показывает действительных углов разворота из-за карданной и выраженной погрешностей.

§ 8.4. АСТРОНОМИЧЕСКИЕ КОМПАСЫ

Принцип построения и устройство астрономических компасов.

Астрономические компасы предназначены для определения истинного или ортодромического курса самолета с помощью визирования небесных светил. Эти компасы имеют следующие преимущества перед магнитными компасами:

- отсутствие магнитных девиаций;
- истинный курс получается без учета магнитного склонения;

- возможность применения в любых районах земной поверхности независимо от структуры магнитных полей Земли и самолета;
- возможность полета по ортодромии.

Перечисленные достоинства астрокомпасов приобретают особое значение для самолетовождения в арктических районах и для навигации пилотируемых космических аппаратов, где магнитные компасы вообще неприменимы.

В зависимости от того, в какой системе координат осуществляется пеленгация светила, астрономические компасы делятся на горизонтальные и экваториальные.

0

Горизонтальные компасы. С помощью горизонтальных астрономических компасов решается уравнение (рис. 8.6):

$$\psi_{и} = A - \psi_{с} \quad (8.7)$$

где $\psi_{и}$ — истинный курс самолета; $\psi_{с}$ — курсовой угол светила.

В существующих горизонтальных компасах азимут светила вычисляется с помощью специального кинематического вычислителя — сферанта, воспроизводящего в пространстве параллактический треугольник: полюс мира $P_{м}$, зенит Z , место светила C . С этой целью в вычислитель с помощью расположенных на лицевой стороне азимут-механизма трех кремальер и соответствующих шкал вводятся значения широты φ места, местного часового угла t и склонения δ светила.

На рисунке 8.7 приведена упрощенная кинематическая схема сферанта горизонтального астрокомпаса (ДАК-И), помещенного как бы в центре сферы Земли. Данный сферант обеспечивает определение азимута A светила согласно зависимости

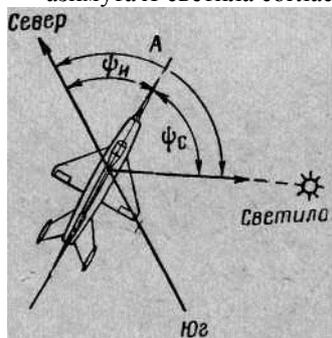


Рис. 8.6. Курсовые угловые координаты самолета

$$\sin \delta \cos t = \sin \varphi \cos A + \cos \varphi \sin A \sin \delta \quad (8.8)$$

где $t = t_{гр} + \lambda$ — местный часовой угол светила;

$t_{гр}$ — гринвичский часовой угол светила;

λ — долгота местонахождения самолета. Сферант работает следующим образом. С помощью кремальеры «ср» скоба 5 широт поворачивается относительно оси ef на угол φ широты места. Этим будет определено положение вершины Z сферического треугольника $P_{м}ZC$. Кремальерой «8» крест 4 склонений поворачивается относительно оси ei , а кремальерой «т» скоба 2 вместе с крестом 4, кольцом 3 и скобой 7 азимутов поворачиваются на угол местного часового угла t . Этим ось tn кольца 3 установится в направлении центр Земли — Солнце. Часовая ось $OP_{м}$ будет направлена по оси мира. В результате будет построен сферический треугольник $P_{м}ZC$, а щетки потенциометра 6, закрепленные на оси скобы 7 азимутов, будут повернуты на угол A азимута Солнца (на рис. 8.7 щетки не показаны). Дальнейшее изменение величины часового угла t Солнца осуществляется часовым механизмом /, вращающим скобу 2 с угловой скоростью ω_3 Земли.

На рисунке 8.8 изображена упрощенная схема астрокомпаса, где показывается, как осуществляется решение уравнения (8.7).

211

Измерение курсового угла светила (Солнца) выполняется помощью следящей системы с фотоголовкой, устанавливаемой эд прозрачным колпаком в таком месте, где обеспечивается об-

р верхней небесной полусферы. Фотоголовка состоит из двух
 отоэлементов 1 и 2, повернутых светочувствительными слоями
 противоположные стороны. Фотоэлементы соединены между
 5бой по дифференциальной схеме.

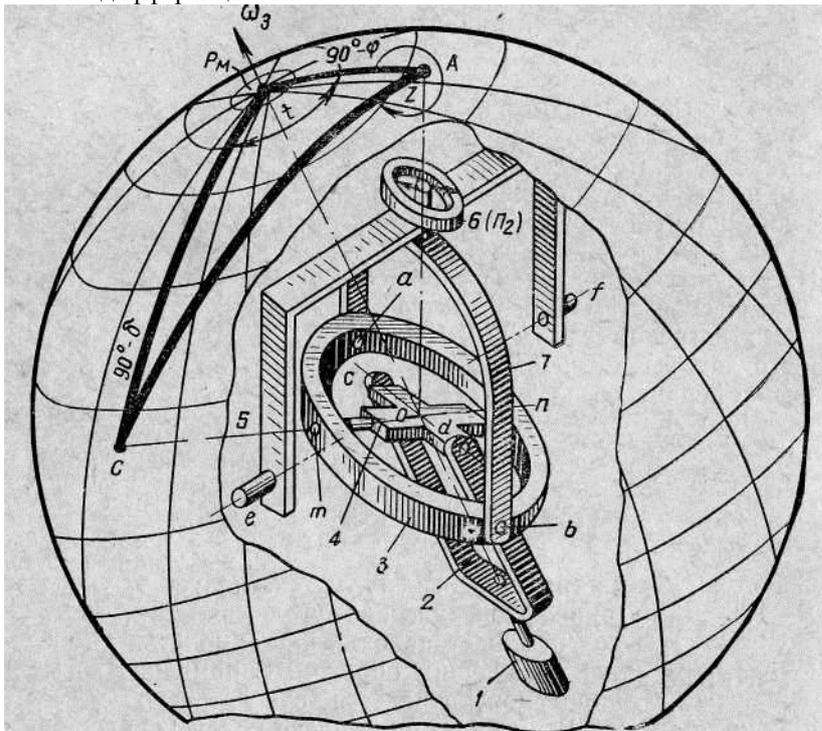


Рис. 8.7. Упрощенная кинематическая схема сферанта горизонтального
 астрокомпаса:

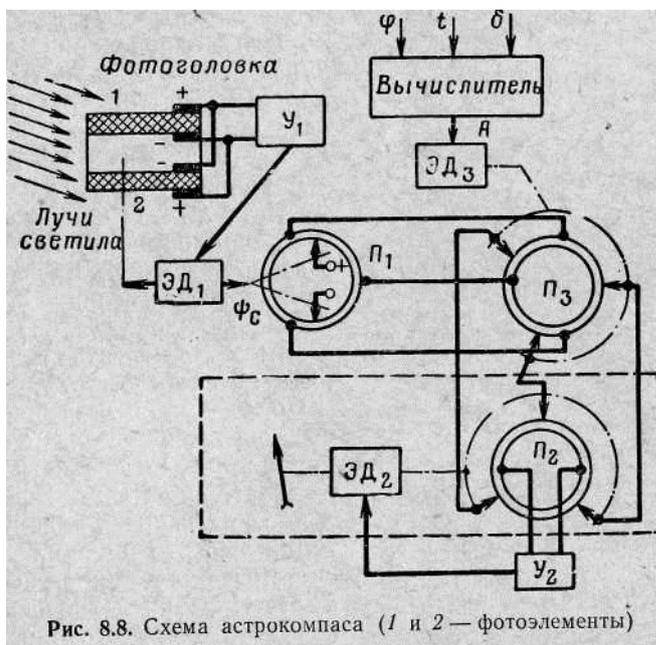
1 — часовой механизм; 2, 5, 7 — скобы; 3 — кольцо; 4 — крест; 6 — потенциометр

Если лучи от светила неодинаково освещают фотоэлементы, то на входе усилителя У] появляется
 напряжение, знак которого висит от того, какой элемент освещен больше. Включенный >сле усилителя
 электродвигатель ЭД поворачивает фотоголовку к, чтобы лучи светила падали параллельно плоскостям
 обоих углоэлементов. Одновременно электродвигатель поворачивает две [аметрально противоположные
 щетки потенциометра П датчика рсового угла ϕ_c .

Потенциометр П соединен проводами с потенциометром П₃ числителя. Поэтому распределение
 потенциалов по окружности

2

потенциометра Я₃ определяется курсовым углом Солнца. Положение трех щеток потенциометра /7₃
 определяется, вычислителем, т. е. азимутом А Солнца. Следовательно, распределение потенциалов на этих
 щетках и является решением уравнения (8.7). Щетки потенциометра Я₃ соединены со щетками
 потенциометра П₂ указателя. С двух отпаяк потенциометра /7_г напряжение сигнала подводится к усилителю
 Уг, который управляет электродвигате-



лем ЭДг указателя. Последний перемещает щетки потенциометра Я₂ в положение, при котором напряжение на входе усилителя будет равно нулю. При этом стрелка указателя будет показывать значение курса φ_н.

Погрешность определения истинного курса астрокомпаса в момент введения координат не превышает $1 \pm 2^\circ$. С изменением координат местоположения самолета погрешность показаний курса возрастает. Поэтому в полете следует периодически вводить текущие значения этих координат.

Экваториальные компасы. Недостатком горизонтальных компасов является сложность вычислительного устройства для определения азимута светила. В экваториальных компасах отпадает необходимость в таком вычислительном устройстве. Кроме того, для их работы не требуется вводить координаты склонения светила.

Принцип работы экваториального компаса можно уяснить, рассматривая его принципиальную кинематическую схему, изображенную на рис. 8.9.

Визирная система 2 может вращаться относительно шкалы 3 местных часовых углов. Шкала 3 часовых углов вместе с визирной системой 2 может вращаться относительно горизонтальной оси WE в подшипниках стойки 4. В свою очередь стойку 4 можно поворачивать относительно вертикальной оси в подшипниках шкалы 5 истинного курса, жестко соединенной с корпусом самолета. Линия 0—180° шкалы совпадает с продольной осью самолета. Для определения истинного курса необходимо знать широту φ, долготу X местонахождения самолета и гринвичский часовой угол t_{TV} светила. Визирная система 2 поворачивается на часовой угол места $t = t_{TP} - X$, шкала 3 часовых углов наклоняется на угол 90° — ср к горизонтальной плоскости. Затем, вращая стойку 4, следует линию визирования визирной системы 2 совместить с направлением на светило.

После выполнения перечисленных операций шкала 3 окажется параллельной плоскости небесного экватора, линия визирования — в плоскости круга склонения светила, а ось вращения визирной системы будет параллельна оси мира. Проекция этой оси, выполненная в виде стрелки б, покажет на шкале 5 истинный курс самолета (стрелка б направляется на Север).

Если на оси стойки 4 закреплена щетка потенциометра (или ротор сельсина), а потенциометр (статор сельсина) — на корпусе самолета, то значения истинного курса могут быть переданы на указатели, расположенные в различных кабинах самолета.

По схеме, аналогичной рассмотренной, построен солнечный астрокомпас ДАК-Б. В нем ввод начального значения часового угла светила и широты ср осуществляется с пульта задатчика координат с помощью электрических следящих систем. Дальнейшее изменение величины часового угла во время полета производится штатически с помощью часового механизма, воздействующего на ротор сельсин-датчика следящей системы часового угла.

Следящая система истинного курса аналогична следящей системе курсового угла φ_с светила горизонтального компаса рис. 8.8) и включает фотоголовку, усилитель У и электродвигатель ЭД. Значение истинного курса снимается с выходного потенциометра.

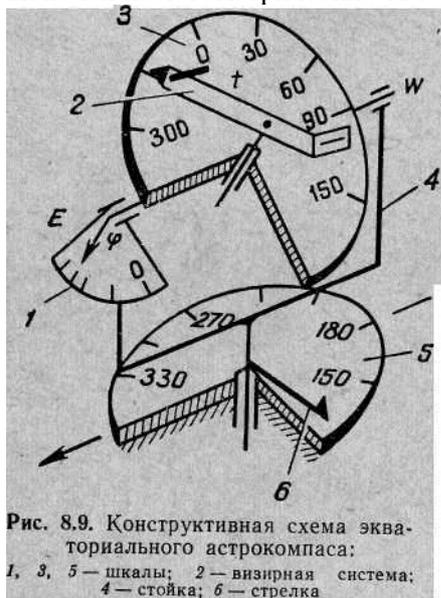


Рис. 8.9. Конструктивная схема экваториального астрокомпаса:
1, 3, 5 — шкалы; 2 — визирная система;
4 — стойка; 6 — стрелка

указатели курса. Погрешность показаний астрокомпасом истинного курса зависит от высоты Солнца и составляет $\pm(2-4)^\circ$.

Помимо рассмотренных полуавтоматических компасов, которые обеспечивают непрерывные показания курса в полете, существуют астрокомпасы с ручным визированием светил. Они являются недистанционными и служат для эпизодического определения курса. Имеются астрокомпасы, работа которых основывается на визировании только Солнца, и астрокомпасы, в которых может осуществляться визирование (по выбору) различных небесных светил (Солнца, Луны, звезд).

Особенности эксплуатации астрокомпасов. Для всех полуавтоматических астрокомпасов существуют общие правила эксплуатации, соблюдение которых обеспечивает их надежную работу в полете.

При проведении предполетной подготовки следует прежде всего снять защитный кожух (красного цвета) с колпака датчика курса. Питание астрокомпаса включается за 3—5 мин до начала его проверки. На задатчике координат устанавливаются географические координаты местонахождения самолета, гринвичский часовой угол $\omega_{гр}$ светила и заводится часовой механизм задатчика (часовой угол $\omega_{гр}$ определяется по таблицам «Авиационного астрономического ежегодника»). Кратковременным нажатием кнопки поиска Солнца фотоголовка датчика курса приводится во вращение относительно вертикальной оси самолета. Вращение фотоголовки прекратится, как только она завизирует светило. После этого следящая система фотоголовки автоматически переключится на режим слежения светила.

Следует помнить, что источником освещенности фотоголовки может служить не только светило, но и «ложное светило» (яркие кучевые облака, солнечные блики и др.) и фотоголовка может завизировать его. Чтобы проверить, действительно ли она визирует светило (Солнце, Луну), надо вторично нажать кнопку поиска. Если и второй раз указатель курса покажет тот же курс, то это свидетельствует о визировании самого светила.

Включение астрокомпаса в полете выполняется так же, как и при предполетной подготовке. При полетах в условиях низких отрицательных температур необходимо включать электрический обогрев часового механизма и вычислительного устройства компасов.

Астрокомпасы показывают правильный курс лишь в момент установки действительных значений широты и долготы места нахождения самолета. Поэтому в полете необходимо периодически корректировать установленные значения координат в соответствии с новым местоположением самолета. Это создает неудобство в пользовании астрокомпасом, особенно в районе полюса Земли, где изменение долготы происходит очень быстро. Можно упростить пользование компасом, если на задатчике координат устанавливать среднюю широту и долготу для отдельных участков маршрута.

215

К методическим погрешностям компаса относятся также ошибки, вызываемые неточным счислением времени, наклонами плоскости пеленгаторной головки при кренах, ускорениях и разворотах самолета.

§ 8.5. КУРСОВЫЕ СИСТЕМЫ САМОЛЕТОВ

Каждый из рассмотренных выше компасов обладает определенными достоинствами и недостатками. Так, магнитные компасы не могут использоваться, в районах полюсов Земли, имеют большие значения поворотных и креновых погрешностей. Астрономические компасы не работают в условиях плохой видимости. Гиро-юлукомпасы непрерывно увеличивают погрешность показаний, поскольку у них отсутствует направляющий момент относительно координат Земли. Радиокомпасы подвержены влиянию радиопомех, и дальность действия их ограничена. В связи с этим на само-летах устанавливаются курсовые системы, объединяющие в себе несколько компасов различного вида. При этом недостатки одних компенсируются достоинствами других.

Ниже рассматриваются принципы устройства и особенности эксплуатации курсовых систем самолетов.

Гироиндукционный компас ГИК-1. Компас ГИК-1, схема которого показана на рис. 8.10, является простейшей курсовой системой и служит для определения магнитного курса и углов разворота самолета. Указатель его совмещен с указателем радиокон-таса, что позволяет также определять курсовые углы радиостан-дии, магнитные радиопеленги радиостанций. ГИК-1 выдает также сигналы курса в аппаратуру, которая нуждается в этом пара-метре.

Напряжение постоянного тока (рис. 8.10) подводится через кольца K к двум противоположным точкам потенциометра $Я_2$, закрепленного на оси внешней рамки гирополукомпаса. С трех ще-гок этого потенциометра напряжение через кольца K_2 подводится к щеткам потенциометра $Я_3$ указателя ГИК. Если два отвода по-тенциометра указателя не находятся в положении электрического нуля, то напряжение с них через кольца K_3 поступает на усилитель $У_3$, управляющий электродвигателем $ЭД_3$ указателя. Последний вращает шкалу указателя и одновременно потенциометр $Я_3$. Когда на его отводах напряжение станет равным нулю, вращение двигателя прекратится. Таким образом, положение шкалы одновременно определяется взаимным расположением щеток и токопод-!одов потенциометра $Я_2$ в гироагрегате.

Если самолет начинает разворачиваться относительно вертикальной оси, то щетки потенциометра $Я_2$ гироагрегата поворачи-!аются вместе с самолетом, а сам потенциометр остается непод-!жным в пространстве, так как он закреплен на оси внешней рамки гироузла. При этом происходит перераспределение потен-!шалов, снимаемых щетками с потенциометра $Я_2$. Следовательно,

и

происходит и перераспределение потенциалов на потенциометре $Я_3$ указателя. Электродвигатель $ЭД_3$ вращает шкалу и щетки потенциометра $Я_3$ вслед за согласованным положением, в котором потенциал на отводах потенциометра $Я_3$ равен нулю.

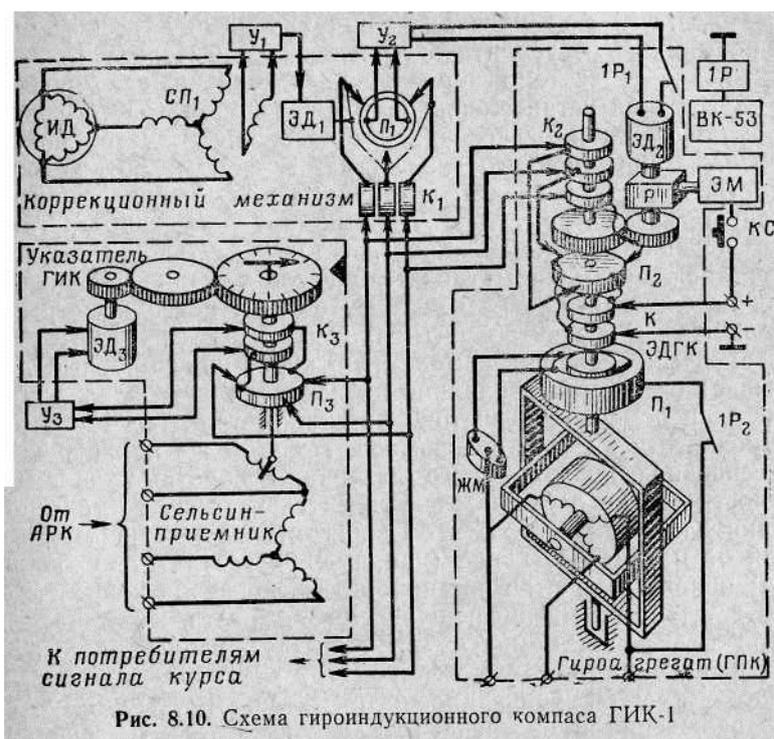


Рис. 8.10. Схема гироиндукционного компаса ГИК-1

Напряжение со щеток потенциометра $П_2$ гироагрегата поступает через кольца K на щетки потенциометра $П$ коррекционного механизма. Если на отводах потенциометра $П$ напряжение не равно нулю, то через усилитель $У_ч$ сигнал подводится к обмотке управления электродвигателя $ЭД_2$ азимутальной коррекции. Последний через редуктор $Р$ со скоростью 3 град/мин вращает щетки потенциометра $Я_2$ гироагрегата. Когда напряжение на входе усилителя $У_2$ станет равным нулю, вращение щеток потенциометра $П_2$ прекратится.

Этим обеспечивается положение щеток потенциометра гироагрегата, однозначно согласованное с положением Щеток потенциометра Π коррекционного механизма.

Положение щеток потенциометра Π_x коррекционного механизма, в свою очередь, однозначно согласовано с положением индукционного датчика $ИД$ относительно магнитного меридиана Земли. Работа коррекционного механизма аналогична работе индукционного компаса, рассмотренного выше (рис. 8.4).

217

Таким образом, в ГИК-1 имеются три отдельные следящие системы:

1. Следящая система индукционный датчик — коррекционный механизм. Она обеспечивает установление щеток потенциометра Π коррекционного механизма в соответствие с магнитным курсом самолета. В систему входят: индукционный датчик $ИД$, сельсин-приемник $СП_u$, усилитель $У_u$, электродвигатель $ЭД$.
2. Следящая система коррекционный механизм — гироагрегат. Она служит для установления щеток потенциометра $Я_2$ гироагрегата в положение, согласованное с положением щеток потенциометра Π_u коррекционного механизма, т. е. с магнитным курсом самолета. В систему входят: потенциометр $Я_b$, усилитель $У_2$, электродвигатель $ЭД_2$, редуктор P , потенциометр $/7_2$ гироагрегата.
3. Следящая система гироагрегат — указатель. Она служит для установления шкалы указателя в соответствие с положением щеток потенциометра $Я_2$. В систему входят: потенциометры $Я_2$ и $/7_3$, усилитель $У_3$, электродвигатель $ЭД$.

В процессе эволюции самолета по курсу индукционный датчик оказывает очень малое влияние на показания указателя, так как скорость перемещения щеток потенциометра $Я_2$ гироагрегата электродвигателем $ЭД_2$ очень мала. По этой же причине колебания основания индукционного датчика, поворотные и иные погрешности его не передаются к указателю. Лишь постепенно при наличии длительных, даже небольших, отклонений показаний указателя от магнитного курса (например, в результате ухода гироскопа) положение щеток потенциометра гироскопа корректируется в соответствии с магнитным курсом самолета.

При включении компаса могут быть большие рассогласования в положениях щеток потенциометра $Я_2$ гироагрегата и щеток потенциометра Π коррекционного механизма. Поэтому сразу после включения и прогрева ГИК-1 следует нажать кнопку $КС$ согласования, которая включает электромагнит $ЭМ$. Электромагнит переключает редуктор электродвигателя $ЭД_2$ на малое передаточное отношение, и щетки потенциометра $Я_2$ гироагрегата быстро (со скоростью до 12 град/сек) приходят в согласованное с магнитным курсом положение.

Для того чтобы во время разворотов самолета не накапливалась погрешность компаса в результате поворотных и креновых погрешностей индукционного датчика, коррекция в азимуте осуществляется с помощью гироскопического выключателя коррекции ВК-53РБ, если в течение $5—7 \text{ сек}$ сохраняется угловая скорость заворота более $0,3—0,7 \text{ град/сек}$.

Приведение оси ротора гироскопа гироагрегата в горизонтальное положение осуществляется с помощью жидкостного маятника $ЖМ$ и электродвигателя горизонтальной коррекции $ЭДГК$.

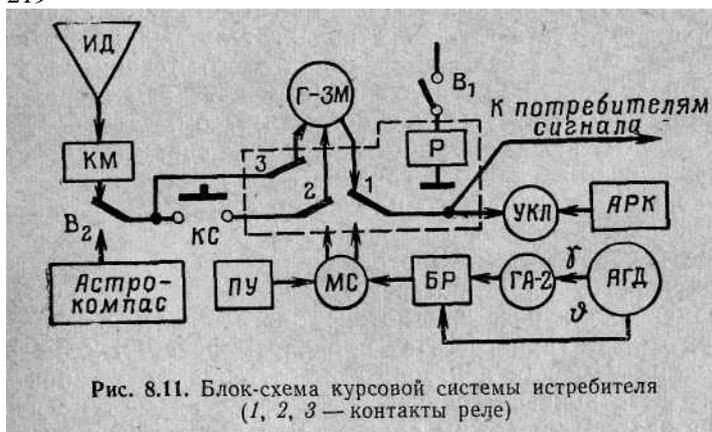
В указателе компаса имеется сельсин-приемник радиокompаса. Стрелка в указателе, связанная с ротором сельсина, воспроизводит положение рамки радиокompаса по отношению к продольной

оси самолета и к компасному курсу самолета. Сельсин работает в индикаторном режиме.

До появления системы ГИК-1 применялись (и сейчас иногда еще применяются) дистанционные гиромагнитные компасы ДГМК-3, ДГМК-5, ДГМК-7. В этих компасах в отличие от ГИК-1 вместо индуктивного датчика и коррекционного механизма используется достаточно сильный постоянный магнит (магнитная стрелка компаса), на оси которого закреплены три легкие щетки кольцевого потенциометра. На рис. 8.10 этому потенциометру соответствует потенциометр Π . Гироагрегаты ГИК-1 и рассматриваемых компасов принципиальных отличий не имеют.

В ДГМК-3 применяются логометрические указатели курса, в которых отсутствуют сельсин-приемник и стрелка радиокompаса. В ДГМК-5 логометрические указатели курса заменены указателями, аналогичными указателю ГИК-1. Наличие специального корректирующего устройства в этом указателе обеспечивает уменьшение погрешности следящей системы гироагрегат — указатель. ДГМК-5 работает совместно с радиокompасом. ДГМК-7 устроен подобно компасу ДГМК-5, но в нем можно вручную вводить поправки на магнитное склонение. Поэтому он указывает истинный курс полета. В конструкцию компаса встроены потенциометрический и магнесинный датчики значения истинного курса в различные бортовые устройства (бомбоприцел и др.).

Курсовая система истребителя (**КСИ**). Она объединяет индукционный, астрономический компасы, радиокompас и гирополукompас с единым указательным прибором. Эта система позволяет определять магнитный курс, исключая вредное влияние колебаний самолета относительно его осей, истинный курс, курсовые и магнитные углы радиостанций, производить развороты летательного аппарата на заданные углы. На рис. 8.11 изображена блок-схема курсовой системы истребителя,



При включении выключателя B_1 срабатывает реле P блока магнитного корректора БКМ, замыкая нормально разомкнутые контакты 1 и 2 и размыкая контакты 3. Сигнал курса снимается с гирополукомпаса $GA-2$ и через блок реле $БР$, механизм согласования $МС$ подводится к указателю и к потребителям сигнала курса. В конструкции применяемого здесь гирополукомпаса $GA-2$ имеются две следящие рамки, назначение которых было рассмотрено выше (§ 8.3).

Уход гироскопа ГПК в азимуте компенсируется механизмом согласования $МС$, в который с пульта управления $ПУ$ подается сигнал, пропорциональный географической широте места. При необходимости штурман или летчик нажимает кнопку согласования $КС$, в результате чего электродвигатель механизма согласования устанавливает сельсин-приемник этого механизма в согласованное положение или с индукционным датчиком (через коррекционный механизм $КМ$), или с астрокомпасом.

Нормальным режимом работы курсовой системы является режим гирополукомпаса. Согласование выполняется лишь в те моменты, когда сигнал от того или иного компаса имеет наименьшую погрешность, а также когда нужно установить первоначальный курс перед взлетом. Благодаря такой схеме, а также специальной конструкции гироагрегата система имеет высокую точность измерения курса, при которой погрешность не превышает $\pm 2^\circ$. При отказе гироагрегата гирополукомпаса $GA-2$, механизма согласования $МС$ или авиагоризонта $АГД$, а также при отказе основного источника постоянного тока курсовая система переключается на аварийный режим работы. Для этого летчик выключает выключатель B_1 . При этом кнопка согласования $КС$ и указатель курса $УКЛ$ отключаются от механизма согласования $МС$ и подключаются к запасному гироагрегату $Г-ЗМ$. Система начинает работать точно так же, как ГИК-1, в режиме медленного согласования с магнитным курсом. Для быстрого согласования следует нажать кнопку $КС$. Питание системы осуществляется от резервного источника постоянного тока.

При выполнении самолетом полупетли Нестерова курс его изменяется на 180° . Однако ввиду того что маневр осуществляется в вертикальной плоскости, сельсин-датчик курса гирополукомпаса $GA-2$ не изменяет своего положения. Следовательно, после выполнения полупетли указатель курса КСИ будет иметь погрешность показаний, равную 180° . Чтобы этого не происходило, специальный блок реле $БР$ переключает фазу ротора сельсин-датчика курса по команде от $АГД-1$ в момент достижения угла тангажа $\pm 90^\circ$. При этом показания указателя изменяются на 180° . Переключателем B_2 вместо индуктивного датчика $ИД$ с механизмом $КМ$ к курсовой системе можно подключить астрокомпас.

На рисунке 8.12 приведена упрощенная электрическая схема курсовой системы истребителя. Схема работает следующим образом.

220

Сельсин-датчик гирополукомпаса выдает сигнал курса на статор дифференциального сельсин-приемника $ДСП$ механизма согласования $МС$. С ротора $ДСП$ сигнал поступает к потребителям сигнала курса и на сельсин-приемник $СП_3$ указателя.

Если положение ротора $СП_3$ указателя не согласовано с положением вектора магнитного поля обмоток статора $ДСП$ (т. е. с положением вектора магнитного поля ротора сельсин-датчика ГПК), то на усилитель $У_3$ указателя поступает напряжение с обмотки ротора $СП_3$ и электродвигатель $ЭД_3$ поворачивает ротор $СП_3$ в согласованное положение. Одновременно поворачивается шкала курса указателя. Из-за вращения Земли и перемещения самолета ось ротора гироагрегата постепенно уходит в горизонтальной плоскости. При этом поворачивается ротор его сельсин-датчика и, следовательно, вектор магнитного поля обмоток статора сельсин-приемника $ДСП$ механизма согласования $МС$. Чтобы не допустить погрешности в выдаваемом прибором курс, ротор дифференциального сельсина $ДСП$ электродвигателем $ЭД_2$ разворачивается вслед за вектором магнитного поля статора со скоростью ухода оси гироскопа. Поэтому распределение э. д. с. в обмотках ротора дифференциального сельсина не изменяется от ухода оси ротора гироскопа и в показания курса не вносится указанная погрешность.

Скорость вращения электродвигателя задается потенциометрами «Широта» и «Поправка». С этой целью ручка потенциометра «Широта» устанавливается по шкале пульта управления на значение широты места нахождения самолета. Потенциометром «Поправка» компенсируется уход гироскопа от несбалансированности ротора и неточности градуировки шкалы потенциометра «Широта».

Однако с течением времени погрешность показаний курса может все же нарастать. Кроме того, при включении курсовой системы роторы гироскопа и дифференциального сельсина находятся в произвольном положении, что обуславливает произвольные показания курса указателем.

Для согласования положения ротора дифференциального сельсина с магнитным курсом в курсовой системе имеются индукционный датчик *ИД* курса и коррекционный механизм *КМ*. Следящая система *ИД—КМ* представляет собой дистанционный индукционный компас, схема которого была рассмотрена выше (рис. 8.4). Кроме шкалы магнитного курса, на оси электродвигателя *ЭД_х* закреплен ротор сельсин-приемника *СП₂*. Поэтому положение этого ротора всегда определяется магнитным курсом самолета.

Если выдаваемый гирополукомпасом курс не соответствует магнитному курсу самолета, то ось обмотки ротора сельсина *СП₂* не будет перпендикулярна вектору магнитного потока обмоток статора *СП₂*. Тогда на выходе обмотки ротора *СП₂* имеется напряжение, фаза и величина которого соответствуют знаку и

величине угла отклонения вектора магнитного потока статора *СП₂* от оси ротора *СП₂*, т. е. от магнитного курса.

При нажатии кнопки *КС* согласования срабатывают реле *IP* и электромагнитная муфта *ЭМ*. Реле *IP* отсоединяет от усилителя

«Уг потенциометры «Широта» и «Поправка» и подсоединяет к нему обмотку ротора сельсина *СП₂* коррекционного механизма. Муфта *ЭМ* переключает редуктор *Р* электродвигателя *ЭД₂* механизма *МС* на меньшее передаточное отношение для ускоренного **поворота** ротора *ДСП* в согласованное положение, **при** котором

вектор магнитного потока статора *СП₂* коррекционного механизма будет перпендикулярен к оси обмотки ротора *СП₂* и напряжение на выходе обмотки ротора будет равно нулю. В этом положении вращение электродвигателя *ЭД₂* механизма *МС* прекращается и кнопку *КС* согласования можно отпустить.

Тахогенератор *ТГ* и сопротивление *R* в механизме *МС* служат для введения отрицательной скоростной обратной связи в систему регулирования для получения устойчивой работы системы.

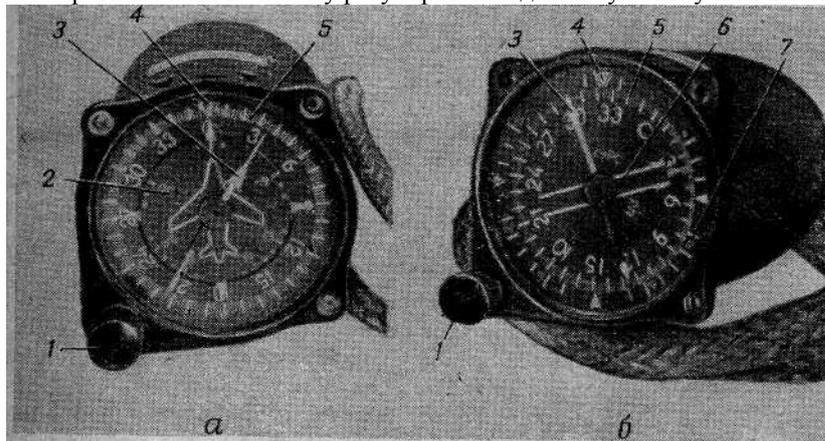


Рис. 8.13. Указатели курса типов УКЛ (а) и УГР (б):
1 — кремальера; 2 — диск с силуэтом самолета и шкалой курсовых углов радиостанции; 3 — стрелка радиокompаса; 4 — индекс заданного курса; 5 — внешняя шкала курса; 6 — стрелка курсозадатчика; 7 — шкала пеленгов радиостанции

Переключателем *П* можно вместо индукционного датчика *ИД* для коррекции курса подключить астрокомпас. Коррекция осуществляется через переходный блок астрокомпаса *АК*. Ротор сельсина *С#₄* переходного блока специальной следящей системой устанавливается в положение, соответствующее истинному *KVDCV* по астрокомпасу.

- В указателе компаса имеется сельсин-приемник радиокompаса, стрелка в указателе, связанная с ротором сельсина, воспроизводит положение рамки радиокompаса по отношению к продольной оси и к компасному курсу летательного аппарата. Сельсин работает в индикаторном режиме.

Погрешность определения курса с помощью курсовой системы зависит от точности всех составляющих ее компасов. Поскольку основным режимом работы системы является режим гирополуком-^{дса}, к точности ее показаний в этом режиме предъявляются повышенные требования.

и $v_{D}^{pH_1} \setminus u_{HK} \setminus 8 \setminus 3$ показаны два указателя курса — типа УКЛ (а) и УГР (б), используемые в курсовых системах.

истинного или ортодромического курсов. Указатель УГА имеет две стрелки — А и Г. Стрелка А всегда показывает истинный курс, выдаваемый датчиком АК астрокомпаса, а стрелка Г — магнитный курс.

Кроме этих указателей, на летательном аппарате одновременно может устанавливаться указатель летчика, показывающий магнитный, истинный и ортодромический курсы полета и курсовые углы радиостанций.

Курсовая система переключателем Я₂ может включаться в режимы магнитной коррекции (МК), гиropolукомпаса (ГПК),

224

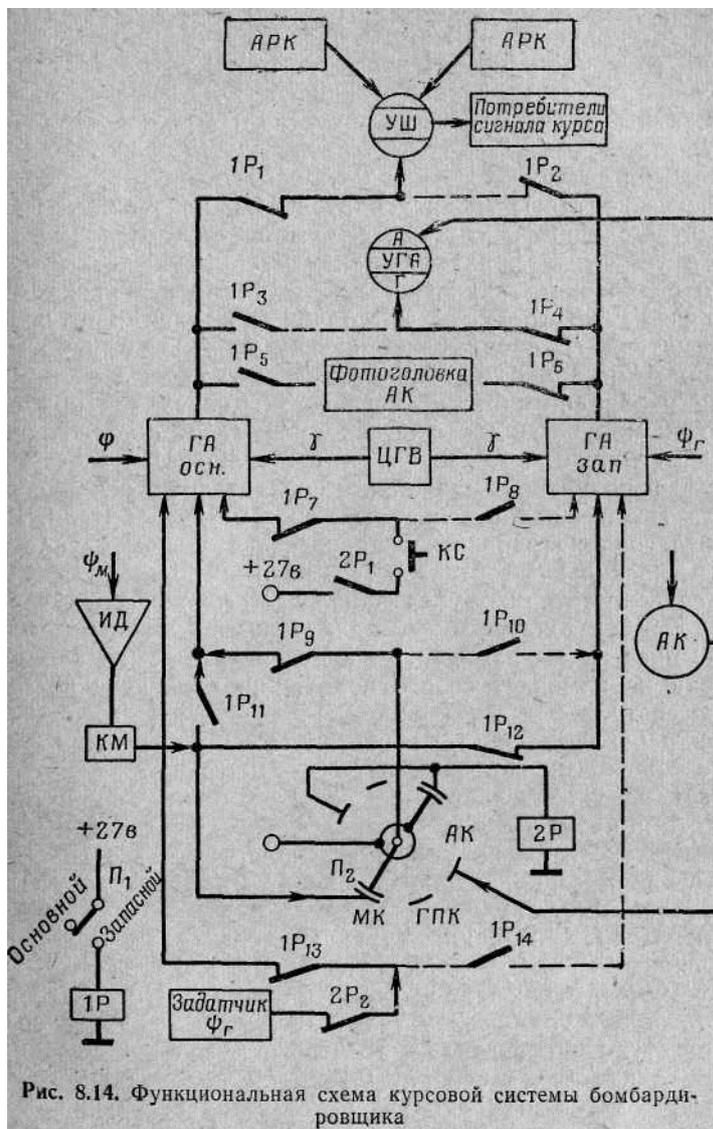


Рис. 8.14. Функциональная схема курсовой системы бомбардировщика

225

астрокоррекции (ЛЛ). Рассмотрим взаимосвязь элементов системы при различных режимах ее работы.

Режим магнитной коррекции. Переключатель П₂ устанавливается в положение «МК», а переключатель П₁ — в положение «Основной». При этом сигнал магнитного курса от кор-рекциянного механизма КМ через контакты 1Р₉ и 1Р₂ поступает на механизмы согласования основного и запасного гироагрегатов ГА, а через ламель переключателя Я₂ включается обмотка реле 2Р.

С сельсин-датчика основного гироагрегата сигнал магнитного курса через контакты 1Р₁ и усилитель (не показанный на схеме) поступает в следящую систему указателя УШ. В результате шкала этого указателя показывает значение магнитного курса. Аналогично с запасного гироагрегата сигнал поступает к стрелке Г указателя УГА (стрелка А постоянно, независимо от положения переключателя Я₂, показывает истинный курс, вырабатываемый датчиком АК астрокомпаса).

Если необходимо быстро согласовать показания прибора УШ с магнитным курсом, нажимается кнопка КС согласования. При этом через контакты 2Р₁ и кнопку КС включается электромагнитная муфта редуктора механизма согласования основного гироагрегата так же, как и в курсовой системе истребителя. Ускоренного

согласования запасного гироскопа в этом случае не происходит, поскольку контакты P_R разомкнуты.

От сельсин-датчика курса запасного гироскопа через контакты $Я_6$ обеспечивается работа следящей системы фотоголовки астрокомаса $АК$: с изменением курса летательного аппарата фотоголовка не изменяет своего положения относительно пеленгуемого ею светила.

Если переключатель $П_1$ переставить в положение «Запасной», то реле IP своими контактами $IP_2—IP_2$ включает запасной гироскоп на указатель $VIII$, а основной — на стрелку $Г$ указателя VGA и на следящую систему фотоголовки $АК$. Кнопка $КС$ также переключится на запасной гироскоп (соответствующие линии связи после указанного переключения показаны на схеме штриховыми линиями).

Режим ГПК. Переключатель $П_1$ устанавливается в положение «Основной», а $П_2$ — в положение «ГПК». При этом реле $2P$ контактами $2P_1$ отключает кнопку $КС$ ускоренного согласования, а контактами $2P_2$ подключает датчик ϕ_r курса ГПК к основному гироскопу. Цепь сигнала магнитного курса от коррекционного механизма $КМ$ через переключатель $Я_2$ и контакты IP_9 замыкается. В этом случае основной гироскоп обеспечивает выдачу указателем $VIII$ ортодромического курса. Первоначальное значение этого курса устанавливается с помощью датчика ϕ_r , расположенного на пульте управления курсовой системой. Запасной гироскоп работает в режиме медленной магнитной коррекции.

226

¹ Установкой переключателя $П_1$ в положение «Запасной» обеспечивается включение запасного гироскопа вместо основного, а основного — вместо запасного (см. штриховые линии связи на схеме).

Режим астрокоррекции. Переключатель $П_1$ устанавливается в положение «Основной», а $Я_2$ — в положение «АК». Этим через контакты IP_3 датчик $АК$ астрокомаса подключается к механизму согласования основного гироскопа, а реле $2P$ подготавливает к работе цепь кнопки $КС$ согласования. Указатель $VIII$ будет показывать значение истинного курса летательного аппарата, вырабатываемого датчиком $АК$ астрокомаса. Ускоренное согласование показаний указателя $VIII$ с истинным курсом обеспечивается нажатием кнопки $КС$.

Запасной гироскоп работает в режиме медленной магнитной коррекции (контакты IP_{12} замкнуты, а IP_{10} разомкнуты).

Перестановкой переключателя $П_1$ в положение «Запасной» осуществляется взаимная перестановка основного и запасного гироскопов в схеме системы.

Курсовая система обеспечивает сигналами курса все потребители этого сигнала. Датчиком сигналов курса для этих потребителей являются сельсин и потенциометр, располагающиеся в указателе $VIII$.

Особенности эксплуатации курсовых систем. В процессе предполетной подготовки летательного аппарата курсовая система проверяется на всех режимах ее работы.

В режиме магнитной коррекции после нажатия кнопки согласования указатели системы должны показывать стояночный магнитный курс самолета.

В режиме ГПК поворачивается ручка датчика курса на пульте управления ГПК. При этом шкала указателя курса должна вращаться в направлении, соответствующем направлению поворота ручки датчика.

В режиме астрокоррекции после нажатия кнопки согласования шкала указателя курса должна показывать истинный стояночный курс самолета.

Для проверки работы радиокомпасов их включают и специальными рукоятками управления на щитках АРК поочередно задают вращение их антеннам. При этом стрелки радиокомпасов в указателе должны вращаться вслед за антеннами. После включения радиокомаса в режим АРК стрелка указателя должна показать курсовой угол радиостанции, на волну которой настроен приемник АРК.

Поскольку основным режимом работы курсовой системы является режим ГПК, то при выходе на курс следования самолет должен быть точно установлен в направлении заданной ортодромии.

При этом необходимо учитывать угол его сноса, появляющийся в результате воздействия силы ветра,

8*

227

Из-за инструментальных ошибок курсовой системы и ошибок в измерении угла сноса установка самолета на заданный ортодромический курс выполняется с определенной погрешностью. Для уменьшения этой погрешности согласование курса перед выходом на исходный пункт маршрута (ИПМ) по возможности следует производить в режиме астрокоррекции с тщательным измерением

и учетом угла сноса.

В полете через определенные интервалы пути или времени необходимо изменять установку значения широты на пульте управления ГПК, измерять и учитывать угол сноса, проводить корректировку показаний ортодромического курса, когда самолет пролетает над заранее намеченными контрольными ориентирами.

В полете возможен отказ курсовой системы «или отдельных ее частей. Об отказе можно судить по следующим признакам:

- при разворотах самолета шкала указателя или неподвижна, или перемещается рывками;
- в установившемся прямолинейном полете наблюдаются колебания шкалы с амплитудой, превышающей 2° ;
- в прямолинейном полете происходит быстрое изменение показаний курса.

При появлении признаков отказа следует установить режим прямолинейного равномерного горизонтального полета и нажать кнопку согласования системы. Если согласование происходит и указатели показывают правильный курс, то это свидетельствует об отказе гироскопа системы. Тогда при возвращении на аэродром следует периодически нажимать кнопку согласования для определения и корректирования курса следования самолета.

В случае отказа всей курсовой системы определение курса при возвращении на аэродром производится по радиокompасу и по наземным ориентирам.

Отказ может быть из-за прекращения питания курсовой системы электроэнергией. Этот отказ легко определить, обратив внимание на работу тех устройств, которые питаются от того же источника тока, что и курсовая система. Если наряду с курсовой системой не работают и другие устройства, то следует включить аварийный источник тока (преобразователь).

§ 8.6. НАВИГАЦИОННЫЕ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНЫЕ УСТРОЙСТВА

Определение координат способом счисления пути. Устройства, служащие для определения экипажем координат местоположения самолета, называются навигационными координаторами или индикаторами. Координатор, работа которого основана на пеленгации небесных светил, получил название астроориентатора. Информация, получаемая в координаторах, может использоваться также для работы систем автоматического управления полетом.

Пусть самолет из точки O (рис. 8.15) должен прийти в точку KPM (конечный пункт маршрута). С направлением географического меридиана линия Ox образует угол ψ , карты. Самолет, имея истинную воздушную скорость V , летит с курсом ψ_k . На самолет воздействует сила ветра, направление и скорость которого определяются вектором u . Поэтому вектор суммарной скорости полета имеет величину и направление W . Путьовой угол самолета равен ψ_m —Вектор скорости ветра образует с меридианом угол δ , называемый направлением ветра.

228

Составляющие D_x и D_z пройденного пути по осям равны:

(8.9)

или

$$\left. \begin{aligned} D_x &= \int_0^t [V \cos(\psi - \psi_k) + u \sin(\delta - \psi_k)] dt, \\ D_z &= \int_0^t [V \sin(\psi - \psi_k) + u \cos(\delta - \psi_k)] dt. \end{aligned} \right\}$$

(8.10)

Величина D_x определяет пройденное расстояние до KPM , а величина D_z — боковое отклонение от линии Ox . Если принять $\psi_k = 0$, то получаются составляющие скорости и пройденного расстояния в направлении меридиана и параллели. При этом географические координаты φ и λ местоположения будут определяться выражениями:

$$\left. \begin{aligned} \varphi &= \varphi_0 + \frac{180}{\pi R_3} D_x, \\ \lambda &= \lambda_0 + \frac{180}{\pi R_3 \cos \varphi} D_z, \end{aligned} \right\}$$

(8.12)

где φ_0 и λ_0 — исходные значения координат;

R_0 — радиус Земли. Знаменатель выражения (8.12) зависит от величины $\cos \varphi$ ввиду сходимости меридианов к полюсу Земли. При «этом для полетов» в районе полюса это выражение стремится к бесконечности, по-

скольку

$$\frac{1}{\cos \varphi} \rightarrow \infty$$

Техническая реализация такой функции невозможна, потому что в высоких широтах навигационные координаторы, в которых реализуются выражения (8.11) и (8.12), не обеспечивают определения долготы местоположения летательного аппарата. Поэтому для полетов в высоких широтах применяются координаторы с вычислением значений D_x и D_z согласно зависимостям (8.9) или (8.10). Такие координаторы обеспечивают опре-

229

$$\left. \begin{aligned} D_x &= \int_0^t W \cos(\psi - \psi_k - \psi_c) dt, \\ D_z &= \int_0^t W \sin(\psi - \psi_k - \psi_c) dt \end{aligned} \right\}$$

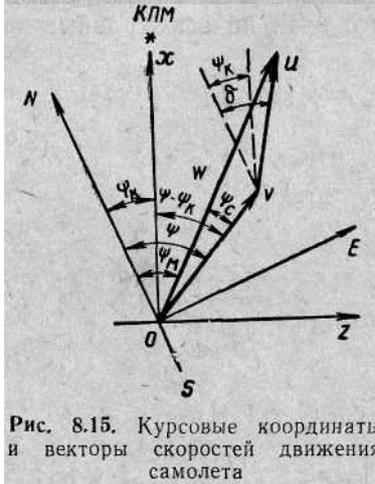


Рис. 8.15. Курсовые координаты и векторы скоростей движения самолета

деление местоположения летательного аппарата при полете по ортодромии в любом районе Земли. Для этого ось Ox (рис. 8.15) направляется по линии ортодромии полета и курс ψ измеряется не от линии меридиана ON , а от линии начальной ортодромии.

Функциональные схемы навигационных координаторов. На рис. 8.16' приведена функциональная схема навигационного координатора, в котором определение местоположения летательного аппарата осуществляется в результате автоматического решения уравнений (8.9) и (8.10).

Входными величинами координатора являются значения путевой скорости W , угла сноса ψ_c , угла карты ψ_k , истинной воздушной скорости V , скорость u и угол δ ветра.

Координатор может работать в трех режимах: в режиме измерения путевой скорости W с помощью доплеровского измерителя скорости и угла сноса (ДИСС), в режиме фиксированной памяти параметров ветра после выключения ДИСС, в автономном режиме с неавтоматическим введением параметров ветра. В режиме измерения производится решение уравнений (8.9). При этом с датчика 5 компаса и с датчика 7 угла карты сигналы поступают на суммирующее звено 6. Выходной сигнал звена 6 и сигнал о величине угла ψ_c сноса от ДИСС суммируются в звене 12.

На первом синусно-косинусном потенциометре (16, 17, 15 и 18) формируются функции $\cos(\psi - \psi_k - \psi_c)$ и $\sin(\psi - \psi_k - \psi_c)$, которые здесь же умножаются на напряжение, пропорциональное путевой скорости W , подводимое к потенциометру от ДИСС. В результате на выходах звеньев 15 и 18 получаются напряжения, величины которых пропорциональны составляющим W_x и W_z скорости полета для данного момента времени. Эти напряжения поступают на соответствующие электродвигатели интегрирующих механизмов D_x и D_z , которые перемещают стрелки указателей пройденных расстояний.

Одновременно с работой ДИСС на второй синусно-косинусный потенциометр (4 и 8) поступают напряжения от датчика / истинной воздушной скорости V и от звена 6. На выходе звеньев потенциометров 4 и 8 получаются напряжения, пропорциональные составляющим V_x и V_z скорости полета. В результате осуществления операций вычитания $W_x - V_x$ и $W_z - V_z$ на выходе запоминающих устройств // и 13 получаются сигналы составляющих u_x и u_z скорости ветра,

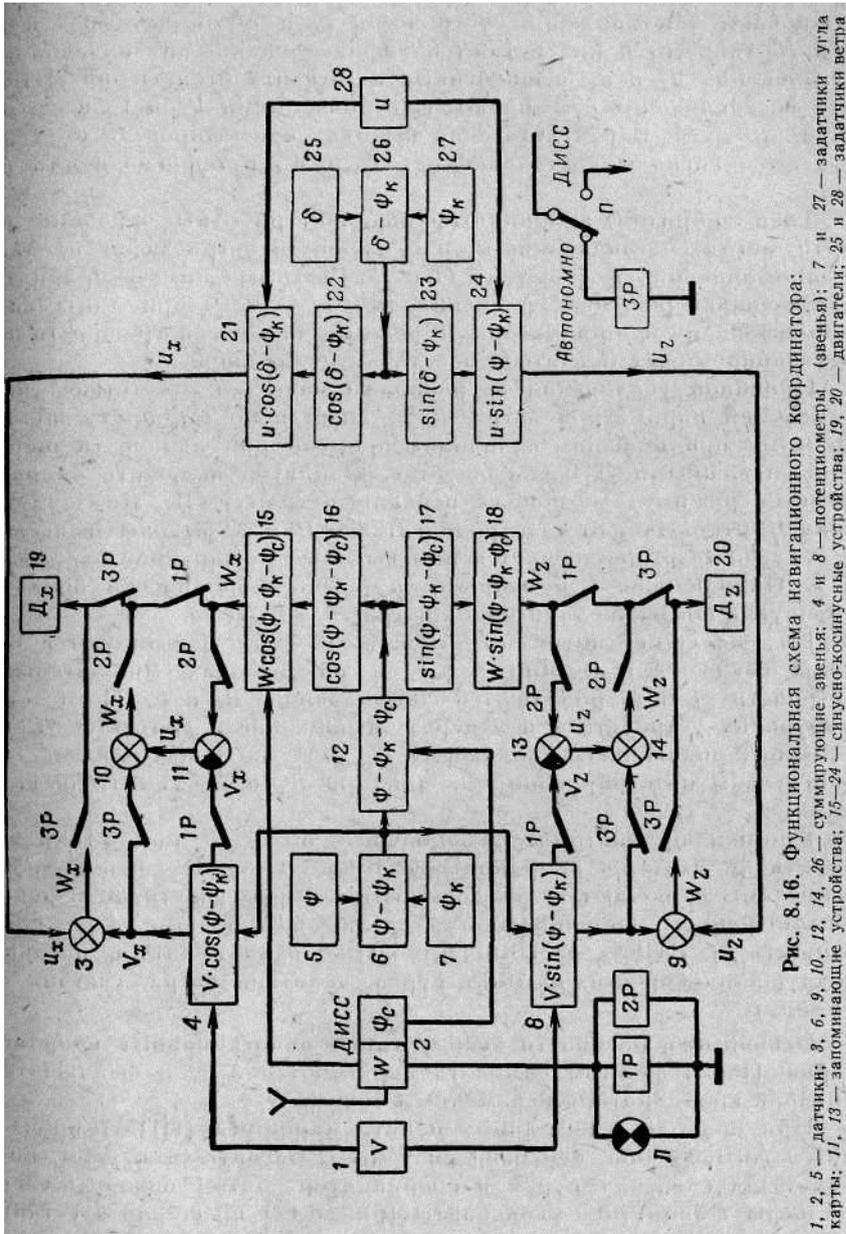


Рис. 8.16. Функциональная схема навигационного координатора:

1, 2, 5 — датчики; 3, 6, 9, 10, 12, 14, 26 — суммирующие звенья; 4 и 8 — потенциометры (звенья); 7 и 27 — задатчики угла карты; 11, 13 — запоминающие устройства; 15—24 — синусно-косинусные устройства; 19, 20 — двигатели; 25 и 28 — задатчики ветра

231

Если по какой-то причине ДИСС выключается (отказывает), то загорается лампочка L и срабатывают реле $1P$ и $2P$, которые отключают запоминающие устройства 11 и 13 от звеньев 4 и 5 , 8 и 18 так, что в них остаются зафиксированными значения составляющих u_x и u_z , вычисленные к моменту отключения ДИСС. Эти составляющие суммируются со значениями V_x и V_z в сумматорах 10 и 14 . В результате на выходах сумматоров 10 и 14 получаются сигналы составляющих W_x и W_z путевой скорости полета. Таким образом, координатор начинает работать в режиме памяти, когда составляющие u_x и u_z скорости ветра зафиксированы в запоминающих устройствах 11 и 13 . В этом режиме координатор обеспечивает решение, уравнений (8.10). Однако при длительном использовании координатора в режиме памяти погрешность его показаний может оказаться недопустимо большой. Причиной увеличения погрешности является отсутствие учета изменений параметров ветра во времени и по маршруту полета. Поэтому при больших величинах времени или дальности полета с выключенными ДИСС следует координатор включить на автономный режим с помощью переключателя L . В этом случае реле $3P$ отключает от электродвигателей 19 и 20 выходы звеньев 10 и 14 , 15 и 18 и подключает к ним выходы суммирующих звеньев 4 и 8 . Направление δ и скорость «ветра периодически вводятся вручную с помощью задатчиков ветра 25 , 26 , 27 , 28 . На синусно-косинусном устройстве 22 , 23 формируются сигналы $\cos(\delta - \psi_k)$ и $\sin(\delta - \psi_k)$, и на выходах множительных устройств 21 и 24 получаются составляющие u_x и u_z . После суммирующих устройств 3 и 9 через замкнутые контакты $3P$ полученные значения составляющих W_x и W_z подводятся к электродвигателям интегрирующих механизмов D_x и D_z указателя координат. Кроме координаторов, выполненных по схеме рис. 8.16 в эксплуатации имеются координаторы типа НИ-50.

Их функциональные схемы включают те же элементы, которые участвуют в работе рассмотренного координатора в автономном режиме, т. е. когда отсутствует ДИСС. В комплект НИ-50 входят датчик истинной воздушной скорости, автомат курса, задатчик ветра, счетчик координат.

Основные особенности эксплуатации навигационных координаторов. Перед взлетом самолета включаются АЗС и выключатель питания координатора переменным током.

При подходе к исходному пункту маршрута (ИПМ) производится согласование курсовой системы с магнитным курсом, которая выдает сигнал курса в координатор. Затем поворотом кремальеры / задатчика угла карты (рис. 8.17) по шкале 8 устанавливается угол карты ϕ_k (две стрелки и две шкалы 9 задатчика указывают курс, вводимый сюда от курсовой системы). На задатчике 2 параметров ветра рукояткой 6 устанавливается угол

232

направления ветра, а рукояткой 7 — скорость ветра на высоте полета. Стрелки В и С счетчика 3 координат устанавливаются на начальную отметку шкалы 5 с помощью кремальеры, расположенной на лицевой стороне счетчика. В момент пролета над ИПМ включается выключатель питания координатора постоянным током. С этого момента координатор начинает выполнять счисление пути. Стрелка С счетчика указывает путь, пройденный самолетом в заданном направлении. При отклонении вправо от этого направ-

89

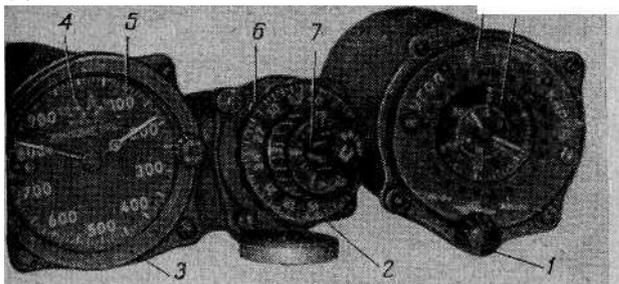


Рис. 8.17. Блоки навигационного координатора:
1 — кремальера задатчика угла карты; 2 — задатчик параметров ветра; 3 — счетчик координат; 4 — шкала тысяч километров пути; 5 — шкала сотен километров пути; 6 — рукоятка углов ветра; 7 — рукоятка скорости ветра; 8 — шкала углов карты; 9 — шкала курсовой системы

ления стрелка В поворачивается по направлению вращения стрелки часов; величина бокового отклонения определяется по оцифровке шкалы. При отклонении влево стрелка В поворачивается по направлению против движения стрелки часов; величина бокового отклонения при этом определяется не по оцифровке, а по градуировке шкалы, поскольку оцифровка выполнена в направлении движения стрелки часов. Вторая шкала 4, видная в прорезь шкалы 5, при полете вращается и показывает пройденный путь в тысячах километров.

Погрешность счисления пути навигационными координаторами с Доплеровским измерителем путевой скорости и угла сноса не превышает 0,2—0,5% пройденного расстояния. Координаторы, для которых используется аэродинамический принцип получения истинной скорости полета и неавтоматическое введение параметров вет-Ра, погрешности достигают 5—5,5%.

В полете необходимо контролировать работу координатора по шкалам и стрелкам автомата курса, датчика скорости, счетчика координат. Признаками исправной работы координатора является соответствие показаний автомата курса показаниям компасных курсов, датчика воздушной скорости и скорости по указателю истинной скорости, а также соответствие показаний счетчика координат координатам контрольных ориентиров.

»---- 233'

ГЛАВА 9

СИСТЕМЫ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ ПОЛЕТОМ САМОЛЕТА

§ 9.1. НАЗНАЧЕНИЕ И КЛАССИФИКАЦИЯ ОБОРУДОВАНИЯ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ ПОЛЕТОМ

Сохранение режима полета и управляемость самолета зависят от многих взаимосвязанных факторов: от центровки самолета, скорости и высоты полета, симметричности тяг двигателей, эффективности рулей управления. С увеличением скоростей и высот полетов, с усложнением выполняемых в полете задач летчику становится все сложнее управлять самолетом.

Если все операции управления современным самолетом в полете возложить на летчика, то окажется, что он не в состоянии выполнять их в течение достаточно длительного промежутка времени. Это особенно характерно при точном выдерживании заданных характеристик полета: высоты, скорости, курса.

Для облегчения условий работы летчика и максимального использования летно-тактических возможностей современные самолеты и вертолеты оборудуются:

- автоматическими системами управления полетом;
- автоматизированными системами управления; ■ — командными системами управления полетом. Автоматические системы управления освобождают летчика от необходимости непосредственно воздействовать на рули управления самолетом. Эти системы, автоматически выполняющие функции управления угловыми координатами и координатами центра масс летательных аппаратов, получили название автопилотов. При включенном автопилоте роль летчика сводится в основном к контролю и заданию необходимого режима полета.

Автопилот представляет собой автоматический регулятор, предназначенный для управления угловыми координатами и координатами центра масс летательного аппарата. Современные автопилоты позволяют также автоматически выполнять координированные развороты; при бомбометании штурман, управляя через автопилот, может доворачивать самолет на нужный угол. Кроме того,

234

л_т автопилота стабилизируется в азимуте бомбоприцел, что облегчает работу штурмана и повышает точность прицеливания.

В настоящее время уже появляются комплексные системы автоматического управления полетом, которые обеспечивают автоматическое выполнение всех или большинства пилотажных, навигационных и боевых задач (без вмешательства экипажа).

Автоматизированные системы управления самолетом не освобождают летчика от непосредственного воздействия на рулевые органы. Но они обеспечивают ему единообразное управление рулями самолета на всех режимах полета, освобождая от излишних физических и нервных усилий при управлении. К таким автоматизированным системам относятся, например, автомат регулирования управления (АРУ или, как его неточно называют, автомат регулирования усилий), автомат загрузки ручки управления АРЗ, автоматы демпфирования колебаний самолета, автомат выравнивания курса и др.

Командные системы управления полетом освобождают летчика от необходимости производить расчеты траектории полета по показаниям многих приборов. Эти системы непосредственно выдают летчику указания, что должен он делать, чтобы самолет двигался ■ по заданной траектории полета.

§ 9.2. ПРИНЦИПЫ ПОСТРОЕНИЯ АУТОПИЛОТОВ И ЗАКОНЫ УПРАВЛЕНИЯ ИМИ -

Функциональная схема системы самолет — автопилот. Самолет и автопилот представляют собой единую замкнутую систему автоматического регулирования и управления. Принцип работы этой системы можно рассмотреть на примере канала управления рулями высоты, функциональная схема которого дана на рис. 9.1.

Измерительные устройства (датчики) *ИУ* измеряют значения отклонений угла θ и угловой скорости $\dot{\theta}$ тангажа, преобразуют эти отклонения в величины напряжений U_n и $U_{\dot{\theta}}$. После алгебраического суммирования в устройстве *СУ* сумма напряжений « ϵ » усиливается усилителем *У* и подается на рулевую машину *РМ* авто-

235

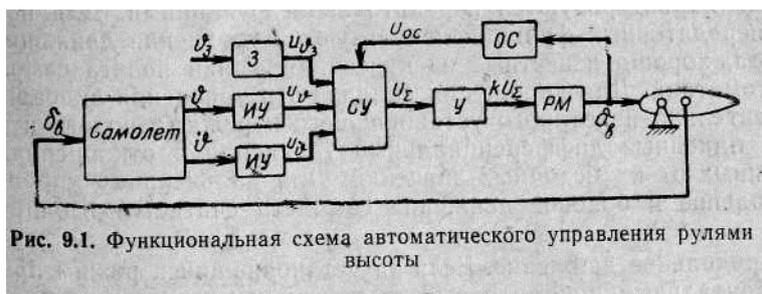


Рис. 9.1. Функциональная схема автоматического управления рулями высоты

пилота. Последняя отклоняет руль высоты самолета, в результате чего появившееся отклонение угла тангажа ликвидируется.

В автопилотах с обратной связью на суммирующее устройство с выхода рулевой машины подается сигнал U_{oc} обратной связи, величина которого пропорциональна углу или угловой скорости отклонения руля высоты. Благодаря наличию обратной связи угол δ_B или угловая скорость $\dot{\delta}_B$ отклонения руля высоты пропорциональны величине входного сигнала. Отрицательная обратная связь обеспечивает устойчивость и быстрое затухание колебаний системы самолет — автопилот. Действительно, при отсутствии сигнала

отрицательной обратной связи отклонение руля высоты δ_B нарастает до тех пор, пока есть отклонение самолета от заданного положения $\theta = \theta_3$. Поэтому при возвращении самолета в заданное положение руль будет отклонен на максимальный угол, что вызовет переход самолета через заданное положение и колебания его относительно этого положения. Сигнал отрицательной обратной связи уменьшает величину сигнала управления u_a и при подходе самолета к равновесному положению руль также приходит в заданное положение. Самолет не будет совершать колебаний около заданного значения угла тангажа. Для задания определенного значения угла тангажа θ_3 в схеме автопилота предусматривается специальный задатчик Z этой величины.

Аналогичные функциональные схемы имеют каналы управления креном и курсом самолета. Для изучения статических и динамических свойств системы самолет — автопилот и правильного выбора параметров автопилота необходимо получить передаточные функции составляющих систему частей — самолета и автопилота.

Самолет как объект управления. Статические и динамические свойства самолета и системы самолет — автопилот в целом полностью характеризуются передаточными функциями. Для получения передаточных функций используются уравнения движения самолета, хорошо известные из курсов динамики полета самолетов и автоматики. Для упрощения анализа эти уравнения линеаризуют относительно некоторого установившегося режима полета и получают линейные дифференциальные уравнения в отклонениях переменных от их исходных значений. Для дальнейшего упрощения продольное и боковое движение самолета считается изолированным.

Продольное движение. Если за установившийся режим принять горизонтальный полет, то высота полета и плотность воздуха будут постоянны. При рассмотрении угловых движений самолета можно считать постоянной и скорость полета, так как она изменяется значительно медленнее угловых координат продольного движения. Примем также, что руль высоты воздействует только на величину продольного момента и тяга двигателя не меняется. С учетом этих допущений продольное движение самолета описы-

236

вается следующей системой линейных дифференциальных уравнений:

$$\left. \begin{aligned} (D^2 + a_{11}D)\vartheta + (a_{12}D + a_{13})\alpha &= a_{14}\delta_B + f_1; \\ D\vartheta + (D + a_{21})\alpha &= f_2, \end{aligned} \right\} \quad (9.1)$$

где

— отклонения углов тангажа, атаки и $\vartheta, \alpha, \delta_B$ руля высоты (управляемого стабилизатора) от значений, соответствующих установившемуся режиму полета;

f_1 и f_2 — возмущения, действующие на самолет;

— коэффициенты, зависящие от аэродинамических сил и моментов, их частотных производных, веса самолета и т. д.;

$$D = \frac{d}{dt}$$

— оператор дифференцирования. После решения системы (9.1) относительно ϑ и α передаточные функции самолета относительно управляющего δ_B и возмущающих D и $1/s$ воздействий будут иметь вид:

где

(9.2)

1 -- «И -Ь «-12 -Г «21

Из системы уравнений (9.2) следует, что самолет по отношению к углу тангажа можно представить как последовательное соединение колебательного, форсирующего и интегрирующего звеньев.

Боковое движение. Боковое движение самолета складывается из двух взаимосвязанных движений: движения рыскания (относительно нормальной оси) и движения крена (вокруг продольной оси). Но поскольку эти движения затухают быстро (за время, в течение которого направление вектора скорости практически не меняется), то можно считать угол рыскания ϕ равным углу скольжения и рассматривать отдельно движение рыскания и движение крена. Тогда для установившегося режима при $\dot{\theta} = 0$, пренебрегая спиральными моментами самолета, можно записать упрощенные линеаризованные уравнения бокового движения самолета в виде:

где

(9.3)

-отклонения углов рыскания (курса), крена, руля направления и элеронов

$$\left. \begin{aligned} W_{\delta_B} &= \frac{\partial}{\delta_B} = \frac{a_{14}(D + a_{21})}{(D^2 + c_1 D + c_2) D}; \\ W_{f_1} &= \frac{\partial}{f_1} = \frac{D + a_{21}}{(D^2 + c_1 D + c_2) D}; \\ W_{f_2} &= \frac{\partial}{f_2} = \frac{a_{12} D + a_{13}}{(D^2 + c_1 D + c_2) D} \end{aligned} \right\}$$

$$\left. \begin{aligned} c_2 &= a_{13} + a_{11} + a_{21}; \\ (D^2 + b_{11} D + b_{12}) \psi &= b_{13} \delta_B + f_1; \\ (D + b_{21}) D \gamma + b_{22} \psi &= b_{23} \delta_B + f_2, \end{aligned} \right\}$$

$\psi, \gamma, \delta_B, \delta_B$

от значений, соответствующих установившемуся полету;

f_1 и f_2 — возмущения, действующие на самолет;

$b_{11}, b_{12}, b_{13}, b_{21}, b_{22}, b_{23}$ — коэффициенты, зависящие от аэродинамических сил и моментов, их частных производных, веса самолета и т. п.

Из системы уравнений (9.3) следует, что первое уравнение не зависит от второго и определяет движение рыскания. Передаточная функция по углу рыскания относительно управляющего воздействия δ_B соответствует колебательному звену:

(9.4)

Из системы уравнений (9.3) получается также передаточная функция самолета по углу крена относительно управляющего воздействия элеронов B_a :

где $\Omega_0 = \sqrt{b_{12}}$ — частота собственных колебаний рыскания;

$d = 2\tau d^{\wedge}$ — декремент затухания.

(9.5)

В знаменателе передаточной функции отсутствует свободный член. Это говорит о том, что в боковом движении по отношению к величинам угла крена самолет является нейтральным.

Законы управления автопилотами. Входными сигналами, из которых формируется сигнал управления автопилотом, могут быть отклонения от заданных значений углов курса ϕ , крена γ , тангажа α , высоты полета A , величины соответствующих угловых скоростей $\dot{\phi}, \dot{\gamma}, \dot{\alpha}$ и ускорений $\ddot{\phi}, \ddot{\gamma}, \ddot{\alpha}$, а также интегралы от этих сигналов. Уравнение, определяющее зависимость величины или скорости перемещения исполнительного механизма самолета от значений управляющих сигналов, называется законом управления автопилотом. В соответствии с видом закона управления существуют автопилоты статические и астатические.

Для каждого канала управления автопилота может быть выбран свой закон управления.

Статические автопилоты. В статических автопилотах могут использоваться следующие законы управления:

— для канала руля направления:

$$(T_H D + 1) \delta_H = k_H^\psi (\psi_a - \psi) - k_H^\psi D \psi - k_H^\gamma \gamma;$$

— для канала элеронов:

(9.6)

(9.7)

— для канала руля высоты:

$$(T_B D + 1) \delta_B = k_B^\theta (\theta_a - \theta) - k_B^\theta D \theta - k_B^\gamma |\gamma| - k_B^h h, \quad (9.8)$$

где T_H, T_a, T_B — постоянные времени автопилота для

каналов управления курсом, креном, высотой (для идеального автопилота $T_H = T_a = T_B = 0$);

$k_H^\psi, k_H^\psi, k_H^\gamma, k_H^\gamma, k_H^\psi, k_B^\psi, k_B^\theta, k_B^\theta, k_B^\gamma, k_B^h$ — соответствующие коэффициенты усиления (передаточные числа).

Рассмотрим принцип работы статического автопилота на примере работы канала тангажа. Когда самолет летит горизонтально (рис. 9.2,а), то руль высоты PB , щетки потенциометров $ПД$ датчика и $ПОС$ обратной связи находятся в нейтральном положении l и l^* . Разность напряжений на щетках, подводимая к усилителю $У$, равна нулю (потенциометры $ПД$ и $ПОС$ образуют мостико-ковую схему, в диагональ которой включена вторичная обмотка w питающего трансформатора).

Пусть какой-то внешний момент / воздействует на самолет так, что угол тангажа становится равным B (рис. 9.2,б). Вместе с са-

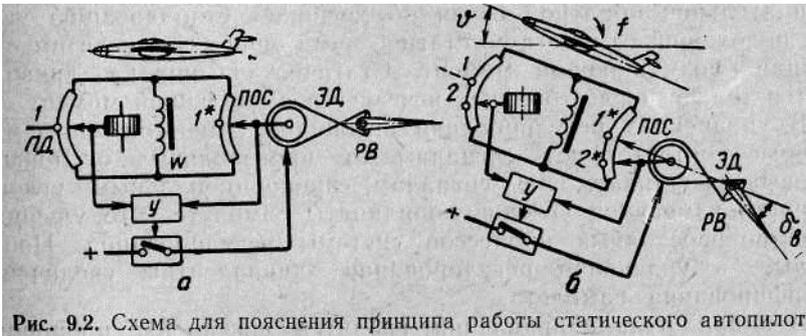


Рис. 9.2. Схема для пояснения принципа работы статического автопилота

238

молетом разворачиваются потенциометры ПД и ПОС. Щетка потенциометра ПД закреплена на гировертикали и не изменяет положения в пространстве, а потенциометр ПД смещается относительно этой щетки. Вследствие смещения щетки с точки 1 электрической нейтралы в точку 2 мостик становится неуравновешенным. Выходное напряжение мостика усиливается усилителем У и подается на электродвигатель ЭД рулевой машины. Последний отклоняет руль высоты РВ вниз. Одновременно смещается щетка ПОС потенциометра обратной связи, закрепленная на выходном валу рулевой машины; следовательно, напряжение на входе усилителя уменьшается. Руль будет перемещаться вниз до тех пор, пока щетка ПОС не дойдет до точки 2* потенциометра, имеющей такой же потенциал, как и точка 2 на потенциометре ПД. При этом руль отклонится на угол S_s , величина которого благо-

239

$$W_{\delta_H} = \frac{\psi}{\delta_H} = \frac{b_{13}}{D^2 + b_{11}D + b_{12}} = \frac{b_{13}}{D^2 + 2a\Omega_0 D + \Omega_0^2},$$

$$W_{\delta_9} = \frac{\gamma}{\delta_9} = \frac{1}{(D + b_{22})D}.$$

$$(T_3 D + 1) \delta_9 = k_3^y (\gamma_3 - \gamma) - k_3^x D \gamma - k_3^z \psi;$$

даря наличию жесткой обратной связи оказывается пропорциональной углу δ_9 отклонения самолета от исходного положения. Самолет начинает возвращаться к горизонтальному положению, вследствие чего щетка потенциометра ПД двигается обратно к положению нейтралы (в точку 1). Теперь между щетками ПД и ПОС появляется напряжение противоположной фазы и рулевая машина начинает возвращать руль к нейтральному положению. Если внешний возмущающий момент f становится равным нулю, то к моменту установления самолета в линию горизонтального полета одновременно руль и щетки потенциометров устанавливаются в нейтральное положение. Работа двух других каналов автопилота происходит так же, как и работа канала тангажа.

Как следует из уравнений (9.6), (9.7) и (9.8) и рассмотрения принципа работы, для статических автопилотов в установившемся режиме ($\dot{\phi} = \dot{\psi} = 0$) угол отклонения руля пропорционален отклонению угловой координаты самолета (ϕ , ψ или δ_9). Поэтому если на самолет воздействует постоянный возмущающий момент f относительно какой-либо оси, то руль скомпенсирует этот момент только при наличии вполне определенного отклонения соответствующей угловой координаты самолета от заданного значения. Таким образом, статический автопилот благодаря наличию жесткой отрицательной обратной связи обеспечивает стабилизацию угловых положений самолета со статическими ошибками, если имеется внешний возмущающий момент. Статическая ошибка ликвидируется только после того, как исчезнет возмущающий момент.

В уравнениях регулирования автопилота имеются слагаемые, которые соответствуют сигналам от произвольных отклонений угловых координат, т. е. сигналам, пропорциональным угловой скорости изменения угловой координаты самолета. Это улучшает качество переходных процессов системы регулирования. Производные в уравнении регулирования эквивалентны увеличению демпфирования самолета.

В канал руля направления вводится сигнал δ_{ψ} пропорциональный углу крена. Это объясняется необходимостью противодействовать развороту самолета, тенденция к которому появляется при возникновении крена. По аналогичным причинам в канал элеронов вводится сигнал, пропорциональный изменению угла ϕ курса, а в канал руля высоты — сигнал, пропорциональный абсолютной величине угла крена δ_9 .

■

Астатические автопилоты. Для -идеальных астатических автопилотов законы управления выглядят следующим образом;

— для канала руля направления:

$$D\delta_H = k_H^\psi (\psi_3 - \psi) - k_H^\psi D\psi - k_H^\psi D^2\psi;$$

— для канала элеронов:

$$D\delta_\gamma = k_\gamma^i (\gamma_3 - \gamma) - k_\gamma^i D\gamma - k_\gamma^i D^2\gamma;$$

(9.9)

(9.10)

— для канала руля высоты:

$$D\delta_\theta = k_\theta^b (\theta_3 - \theta) - k_\theta^b D\theta - k_\theta^b D^2\theta.$$

(9.11)

Из этих уравнений следует, что в астатическом автопилоте суммарный входной сигнал определяет не угол, а угловую скорость отклонения руля. Угол отклонения каждого руля пропорционален интегралу от суммы сигналов, имеющихся в правой части уравнений. Поэтому после окончания переходных процессов, когда углы отклонения самолета и их производные становятся равными нулю, рули будут отклонены на вполне определенные углы и компенсировать действие внешних возмущающих моментов. Сигналы по угловому ускорению в астатических автопилотах вводятся для улучшения качества переходных процессов системы регулирования.

На рисунке 9.3 изображена структурная схема ка-

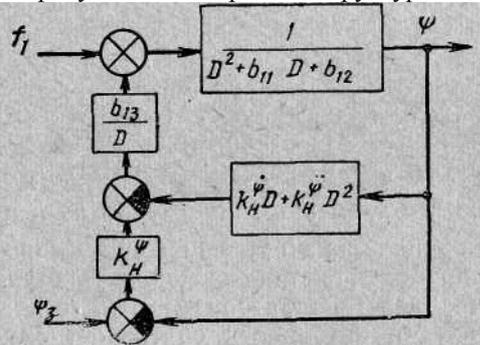


Рис. 9.3. Структурная схема канала управления курсом астатического автопилота

нала управления курсом астатического автопилота, построенная на основании первого из уравнений (9.3), и уравнения (9.9). Дифференциальное уравнение замкнутой системы, соответствующей структурной схеме, имеет вид

$$[D^3 + (b_{11} - b_{13}k_H^\psi)D^2 + (b_{12} + b_{13}k_H^{\psi\dot{}})D + b_{13}k_H^\psi]\psi = b_{13}k_H^\psi\psi_3 + Df_1.$$

(9.12)

Из этого уравнения видно, что в системе отсутствует статическая ошибка по отношению к постоянным по величине внешним возмущениям f_1 : так как в установившемся режиме $D = 0$, то $\psi = \psi_3$. Левая часть выражения (9.12) определяет характеристическое уравнение, которое позволяет судить об устойчивости и качестве переходных процессов в системе управления курсом самолета.

В последние годы широкое распространение получили автопилоты с так называемой изодромной обратной связью. Закон управления таким автопилотом, например, для канала тангажа имеет следующий вид:

$$\frac{TD}{TD+1}\delta_B = k_B^b(\theta_3 - \theta) - k_B^b D\theta, \quad (9.13)$$

где T — постоянная времени изодрома.

240

241

Обозначая всю правую часть (9.13) символом M обобщенного сигнала, получим:

$$\frac{TD}{TD+1}\delta_B = M$$

или

Следовательно, в автопилоте с изодромной обратной связью угол отклонения руля пропорционален сумме входного сигнала M и его интеграла. Физический смысл такой системы заключается в следующем. При

подаче сигнала на вход автопилота сразу возникает начальное отклонение руля на величину, пропорциональную-входному сигналу M (как в автопилоте с жесткой обратной связью). Это отклонение затем увеличивается во времени (как в астатическом автопилоте). После ликвидации сигнала руль остается в отклоненном положении на величину (которая пропорциональна времени t существования

$$\delta_B = \frac{M}{T} t$$

сигнала M), чем компенсируется действие внешнего возмущающего момента. В этом случае действие автопилота аналогично действию обычного астатического автопилота со скоростной обратной связью (уравнение (У.11)).

§ 9.3. ОСНОВНЫЕ ЭЛЕМЕНТЫ АВТОПИЛОТОВ

Автопилот в общем случае содержит следующие основные элементы: измерительные устройства, вычислительные устройства, усилители, исполнительные механизмы, рулевые машины, органы включения и настройки, ручные и автоматические задатчики управления, органы регулировки, устройства аварийного выключения, элементы связи автопилота с прицелом, элементы связи с приборами визуального контроля угловых координат летательного аппарата. В комплексе конкретного автопилота некоторые из перечисленных элементов могут отсутствовать.

Измерительные устройства. В качестве измерителей углов крена и тангажа в автопилотах используются центральные гировертикали, одна из схем которых показана на рис. 7.22, или гирос-агрегат авиагоризонта АГД-1. Измерителем углов ϕ рыскания обычно служит гиросагрегат гиросполукомаса (рис. 8.5). Выходной потенциометр гиросполукомаса включен в схему вычислительного устройства автопилота.

Измерение угловых скоростей самолета осуществляется с помощью датчиков угловых скоростей (ДУС)— скоростных гиросш> пов, принцип действия и устройство которых рассмотрены в § 7.6. Получение сигналов, пропорциональных угловым ускорениям,

242

обычно осуществляется путем дифференцирования выходных сиг-налов скоростных гироскопов с помощью пассивных дифференцирующих цепей.

Л Г

В некоторых автопилотах используются датчики горизонталь-ных ускорений (перегрузок) самолета ДГУ, выдающие электрические сигналы, пропорциональные горизонтальному ускорению в направлении продольной или поперечной оси самолета ДГУ представляет собой акселерометр, принцип действия и схема которого рассмотрены в § 7.6 (рис. 7.26). Сигнал ускорения можно снимать с потенциометра или с индуктивного датчика ДГУ.

Измерители сигналов отклонения высоты полета от заданного значения называются корректорами высоты КВ. Принципиальная схема корректора высоты КВ-11 приведена на рис. 9.4.

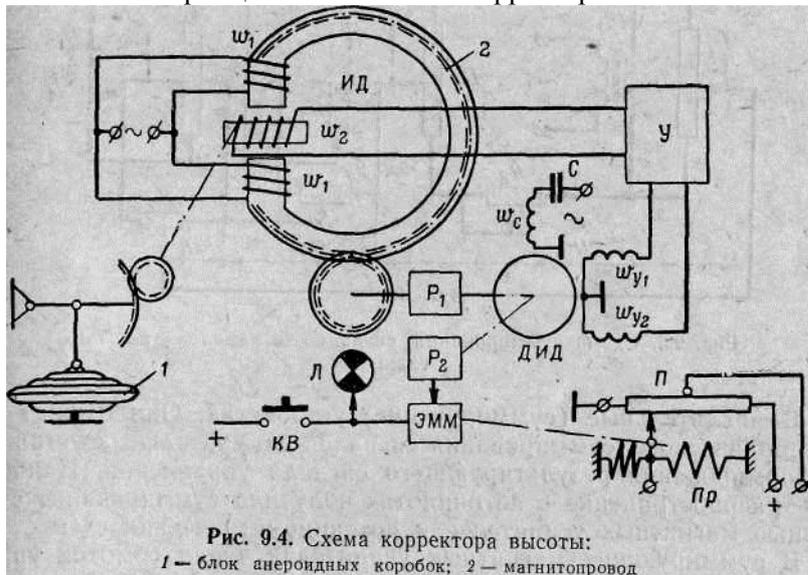


Рис. 9.4. Схема корректора высоты:
1 — блок анероидных коробок; 2 — магнитопровод

Чувствительным элементом корректора является блок анероид-ных коробок 1. Деформация коробок при изменении высоты полета преобразуется в угловое перемещение обмотки индукционного датчика ИД.

Напряжение питания подается на обмотку w_1 Датчика. В обмотке w_2 индуктируется напряжение переменного тока, величина которого зависит от изменения высоты, а фаза — от направления этого изменения. Сигнал с обмотки w_2 усиливается усилителем $У$ и подается на управляющую обмотку w_{y1} (или w_{y2}) двигателя ДИД. Двигатель через редуктор $Ру$ перемещает магнитопровод 2 с обмоткой w_1 в

направлении уменьшения напряжения сигнала (в направлении поворота обмотки ω_2). В результате угол поворота вала двигателя оказывается пропорциональным изменению высоты полета.

243

$$\delta_b = M + \frac{M}{TD}.$$

При нажатии кнопки *KB* подается питание на электромагнитную муфту сцепления *ЭММ* (кнопка после нажатия блокируется, что не показано на схеме). При этом щетка потенциометра *Я*, ко- торый ранее центрировался в среднем положении пружинами *Пр*, оказывается связанной через редуктор *P*₂ и муфту с валом двигателя. Следовательно, снимаемое с потенциометра напряжение будет пропорционально отклонению от той высоты, на которой была нажата кнопка *KB*. Лампочка *Л* загорается в одних и гаснет в других схемах автопилота при нажатии кнопки *KB*, сигнализируя о включении в работу корректора.

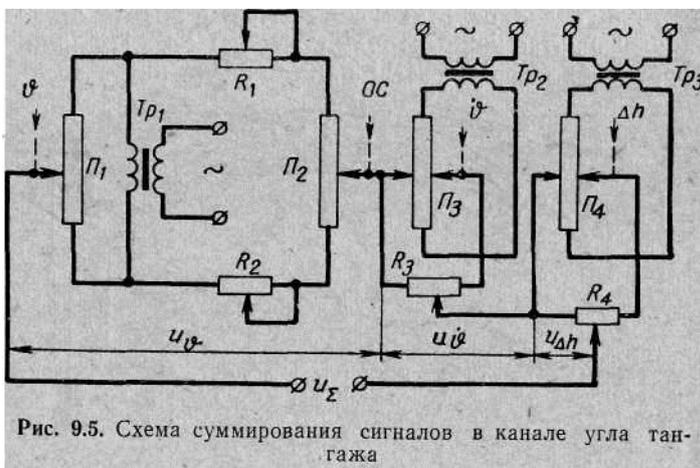


Рис. 9.5. Схема суммирования сигналов в канале угла тангажа

Вычислительные (суммирующие) устройства. Они служат для алгебраического суммирования сигналов измерительных устройств и формирования результирующего сигнала управления. Наибольшее распространение в автопилотах получило суммирование с помощью магнитных усилителей и потенциометрических схем.

В суммирующих магнитных усилителях число обмоток управления равно числу суммируемых сигналов. В потенциометрических схемах суммирование осуществляется с помощью последовательного включения нескольких потенциометров или потенциометрических мостиковых схем. На рис. 9.5 в качестве примера приведена схема суммирования сигналов угла тангажа θ , угловой скорости $\dot{\theta}$ тангажа и изменения высоты полета Δh , выдаваемых соответственно центральной гировертикалью, датчиком угловой скорости и корректором высоты. По этой схеме, с несколько большим числом суммируемых сигналов, выполнены суммирующие устройства автопилота АП-6Е.

Напряжение u_θ сигнала угла тангажа получается на выходе мостиковой схемы, состоящей из потенциометров Π_1, Π_2 и сопротивлений R_1, R_2 . Щетка потенциометра Π_1 связана с гировертикалью, а потенциометра обратной связи Π_2 — с рулевой машиной.

244

Последовательно с выходом мостиковой схемы включены выходы потенциометра Π_3 датчика угловой скорости $\dot{\theta}$ и потенциометра Π_4 корректора высоты. В выходных цепях потенциометров Π_3 и Π_4 включены потенциометры R_3 и R_4 , предназначенные для регулирования коэффициентов усиления сигналов $\dot{\theta}$ и Δh соответственно. Питание мостиковой схемы и потенциометров Π_3, Π_4 обеспечивается трансформаторами Tr_1, Tr_2 и Tr_3 . На выходе всей схемы получается напряжение, равное

Отсюда следует, что при смещении щетки любого из потенциометров измерительных устройств на выходе схемы получается необходимый сигнал управления.

Известно, что один и тот же заданный режим полета самолета может быть обеспечен при различных положениях рулей. Положение рулей зависит от скорости, высоты и других факторов полета. Так, в процессе расходования топлива изменяется цен- тровка самолета и для сохранения заданного режима полета необходимо компенсировать это изменение соответствующим отклонением рулей. Вместе с рулем отклоняется от нейтральной щетка потенциометра Π_2 обратной связи, закрепленная на выходном валу

рулевой машины. При этом на выходе мостика и всей суммирующей схемы появляется напряжение. Если в этом положении включить в работу автопилот, то последний резко отклонит руль самолета от равновесного положения, с тем чтобы ликвидировать сигнал на входе усилителя. Самолет резко отклонится от заданного режима полета.

Для того чтобы этого не происходило, перед включением автопилота необходимо уравновесить мостиковые схемы. Для этого в соседние плечи мостика включаются потенциометры R_1 и R_2 . Изменяя положения щеток этих потенциометров, можно добиться равновесия схемы мостика при данном положении щетки потенциометра обратной связи (руля самолета). Такая операция уравновешивания мостика называется центрированием автопилота. В большинстве современных автопилотов центрирование осуществляется автоматически.

Усилители. В автопилотах применяются различные типы усилителей: электронные, полупроводниковые, магнитные, электромашинные и релейные. В ряде случаев для получения большого коэффициента усиления последовательно с электронным усилителем включается релейный усилитель (электромагнитное реле). Чтобы при этом обеспечить линейную характеристику такого комбинированного усилителя, последний охватывается отрицательной обратной связью. В результате при появлении сигнала релейный усилитель работает в колебательном режиме, а среднее значение выходного напряжения получается пропорциональным значению напряжения входного сигнала.

245

$$U_{\Sigma} = U_{\delta} + U_{\delta} + U_{\Delta h}.$$

Электромашинные усилители представляют собой или обычные генераторы постоянного тока с независимым возбуждением, или генераторы с продольно-поперечным возбуждением.

Исполнительные механизмы (рулевые машины). Они выполняются электрическими, электрогидравлическими, электропневматическими.

Электрические рулевые машины представляют собой обычно электродвигатели постоянного тока, вращение валов которых через специальные редукторы передается на выходные тросовые барабаны или преобразуется в поступательное движение управляющего штока.

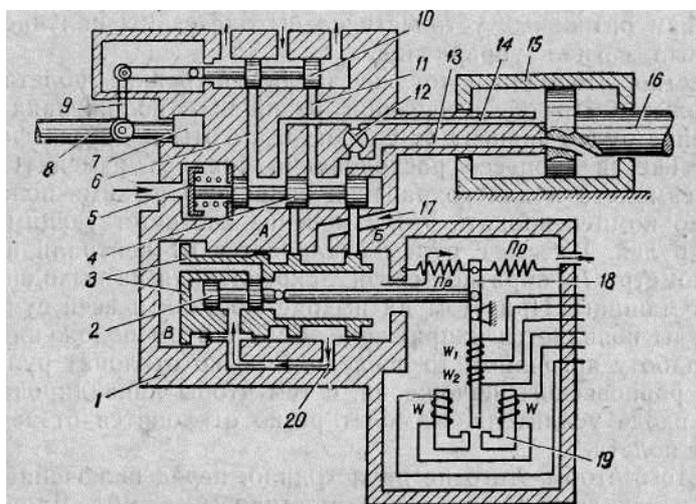


Рис. 9.6. Схема электрогидравлической рулевой машины:
1 — корпус; 2, 3, 4, 10 — золотники; 5 — поршень; 6, 11, 13, 14, 17, 20 — каналы; 7 — гидромеханический стопор; 8 — тяга; 9 — рычаг; 12 — кран кольцевания; 15 — цилиндр; 16 — сервопоршень; 18 — якорь; 19 — электромагнит

На рисунке 9.6 изображена упрощенная схема электрогидравлической рулевой машины, которая используется как в автопилотах самолетов некоторых типов, так и вертолетов (для управления положением кольца автомата перекоса). Эти рулевые машины обеспечивают три режима управления рулями: ручное по гидромеханической схеме (бустерное), ручное по механической схеме (при отказе гидросистемы), автоматическое с помощью автопилота.

Работа рулевой машины при ручном управлении по гидромеханической схеме заключается в следующем. Под давлением рабочей жидкости гидросистемы гидромеханический стопор 7 (на схеме условно показан в виде квадрата) освобождает тягу 8, со-

246

единенную со штурвалом (педалью) управления самолетом. При

отклонении летчиком штурвала (педалей) тяга 8 через рычаг 9 перемещает золотник 10. Отклонение золотника 10 вызывает по-

ступление рабочей жидкости через каналы 6 и 14 или 11 и 13 в левую или правую полость цилиндра 15, закрепленного на самолете неподвижно. Поршень цилиндра перемещается вместе совсем

- агрегатом рулевой машины и с помощью тяги сервопоршня 16 отклоняет рулевой орган.

После включения в работу автопилота давление рабочей жидкости подается к поршню 5. Последний, сжимая пружину, перемещает золотник вправо. При этом пояски золотника 4 закрывают каналы 6 и 11, отключая золотник 10 ручного управления от полостей цилиндра 15. Эти же пояски золотника соединяют кана-

лы *A* и *Б* с каналами 14 и 13. Сервомеханизм 15—16 поясками золотника 3 установлен на гидрозамок, фиксируя заданное положение руля.

Автопилот воздействует на рулевую машину с помощью поляризованного пропорционального электромагнита 19. На поворотном якоре 18 электромагнита 19 помещены две обмотки W_1 и W_2 управления. В зависимости от того, к какой из этих обмоток подводится напряжение сигнала, якорь 18 поворачивается по часовой или против часовой стрелки. Пружины P_1 обеспечивают пропорциональность угла поворота якоря электромагнита величине сигнала управления.

Пусть при появлении сигнала на выходе усилителя автопилота якорь 18 поворачивается по часовой стрелке. Тогда управляющий золотник 2 смещается вправо и рабочая жидкость по каналам 17 и 20 поступает в полость *B* золотника 3. Золотник 3 смещается вправо, соединяя канал 17 с правой полостью сервомеханизма 15—16. В результате весь рулевой агрегат перемещается влево, воздействуя через тягу сервопоршня 16 на руль.

При отклонении якоря 18 против часовой стрелки полость *B* золотника 3 соединяется с магистралью низкого давления гидросистемы, вследствие чего золотник 3 перемещается влево; поршень сервомеханизма 15—16 будет перемещаться в противоположную сторону.

Если в результате отказа или повреждения давление в гидросистеме падает, то автоматически срабатывают стопор 7 и кран кольцевания 12. При этом тяга 8 жестко скрепляется с корпусом / рулевой машины, полости цилиндра 15 сервомеханизма соединяются друг с другом, золотник 4 закрывает каналы *A* и *Б*. Теперь рулевая машина выполняет роль обычной жесткой тяги в системе ручного управления рулем.

Органы включения и настройки, элементы связи автопилотов с другими системами целесообразно рассматривать при изучении конкретных автопилотов. Ниже в качестве примера рассматривается устройство трехканальных автопилотов двух наиболее распространенных типов.

§ 9.4. АВТОПИЛОТ АП-28

Назначение и структурная схема автопилота. Автопилот АП-28 является унифицированным электрическим автопилотом с электрогидравлическими исполнительными механизмами и выпускается в различных вариантах. Он может применяться на пассажирских и военно-транспортных самолетах, фронтовых бомбардировщиках и сверхзвуковых истребителях. Автопилот АП-31 (один из вариантов автопилота АП-28) предназначен для установки на вертолеты одновинтовой схемы с хвостовым компенсирующим винтом. Автопилоты всех вариантов комплектуются в основном из одинаковых агрегатов и отличаются лишь параметрами и количеством выполняемых задач, что зависит от типа управляемого самолета.

Автопилот АП-28 предназначен для стабилизации самолета относительно трех его осей, стабилизации высоты полета, автоматизации доворотов самолета по командным сигналам. Он обеспечивает выполнение координированных разворотов с углами крена до $\pm 50^\circ$, набор высоты и планирование с углами тангажа до $\pm 30^\circ$, приведение самолета к режиму горизонтального полета из зоны углов крена $\pm 50^\circ$, сохранение горизонтального полета при открытии створок бомболюка, автоматическое управление стабилизатором при разгоне и торможении самолета, а также автоматическое самовыключение при возникновении неисправностей в каналах крена и тангажа, вызывающих отклонения элеронов и руля высоты на недопустимо большие углы.

Включение автопилота не требует предварительной настройки и может производиться на любом курсе и при любом положении продольной и поперечной осей самолета в зоне углов тангажа $\pm 30^\circ$ и углов крена $\pm 50^\circ$. После включения самолет продолжает маневр, который он выполнял до включения автопилота.

В комплект автопилота входят следующие основные агрегаты (рис. 9.7): центральная гировертикаль ЦГВ-5; блок скоростных гироскопов ДУС; высотный корректор КВ-11; агрегат управления, объединяющий суммирующие магнитные усилители МУ, ламповые усилители ЛУ и механизмы согласования МС всех трех каналов автопилота; три рулевые машины РМ; три датчика обратной связи ДОС; рукоятка управления автопилотом РЛ; пульт управления; блок связи БС с курсовой системой КС-3; датчик горизонтальных ускорений (перегрузок) ДГУ; блок интегрирования БИ; кнопки «Отключение АП» и «Приведение к горизонту». Элементы и связи между ними, не имеющие принципиального значения при описании работы автопилота в целом, на рис. 9.7 не изображены. Автопилоты АП-28 некоторых вариантов работают совместно с gyro-индукционным компасом ГИК-1, а в автопилотах других вариантов вместо ЦГВ используется гировертикаль авиагоризонта АГД-1. В канале управления креном используется издромная обратная связь, а в каналах управления тангажом и направлением — жесткая обратная связь. При

стабилизации угловых координат и вы-

248

соты в горизонтальном полете самолета законы управления автопилотом АП-28К.1 имеют вид:

(9.14)

(9.15)

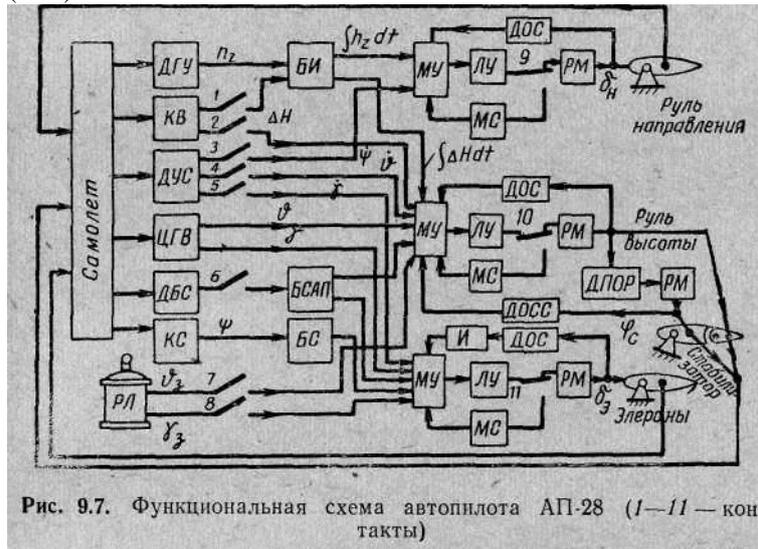


Рис. 9.7. Функциональная схема автопилота АП-28 (1—11 — контакты)

(9.16)

Здесь $k_n^\psi, k_n, k_b^\psi, k_b^h, k_b^h, k_b^h, k_\gamma, k_\gamma, k_\psi$ — коэффициенты усиления (передаточные числа);

k_φ — коэффициент обратной связи стабилизатора;

φ_c — угол отклонения стабилизатора;

n_z — боковая перегрузка (ускорение). Слагаемое, пропорциональное интегралу от перегрузки n_z в

уравнении управления, служит для устранения скольжения самолета на всех режимах полета. Слагаемое

$k_b \int_0^t \Delta h dt$ в уравнении

управления повышает точность стабилизации высоты полета самолета. Производная $D\Delta h$ получается дифференцированием сигнала

«249

$$\delta_n = -k_n^\psi D\psi - k_n \int_0^t n_z dt;$$

$$\delta_b = -k_b^\psi (\vartheta - \vartheta_0) - k_b^h D\vartheta - k_b^h \Delta h - k_b^h D\Delta h - k_b \int_0^t \Delta h dt + k_\varphi \varphi_c;$$

$$\frac{TD}{TD+1} \delta_\gamma = -k_\gamma^\gamma \gamma - k_\gamma^i D\gamma - k_\gamma^\psi (\psi - \psi_0).$$

ла $1/n$ корректора высоты. Если автопилот АП-28 устанавливается на самолеты с управляемым стабилизатором, то руль высоты рулевой машиной автопилота перемещается в пределах $\pm 3^\circ$ от того положения, при котором был включен автопилот. При отклонении на большие углы срабатывает датчик предельных отклонений руля ДПОР и включает рулевую машину РМ, который перемещает стабилизатор в ту же сторону, что и руль. Но эффективность управления стабилизатором в несколько раз выше, чем рулем высоты. Поэтому с помощью сигнала $A_\varphi < r_c$ с датчика обратной связи стабилизатора ДОСС руль высоты отклоняется в обратную сторону на такую величину, чтобы суммарная эффективность обеих управляющих поверхностей оставалась примерно равной эффективности руля высоты.

Очень важным элементом в каждом канале управления автопилота является механизм согласования МС. Он предназначен для автоматической компенсации всех сигналов на входе магнитного усилителя к моменту включения автопилота в работу. Это обеспечивает безударное (согласованное) включение силовой части автопилота при сохранении траектории полета. Иными словами, механизм МС выполняет задачу центрирования схемы управления перед включением автопилота.

Механизм согласования (рис. 9.8) состоит из двухфазного индукционного двигателя *Д*, потенциометра *П* и ламельного устройства. Щетки потенциометра *П* и ламельного устройства через редуктор *Р* связаны с осью двигателя.

В режиме согласования к управляющей обмотке двигателя *Д* подключается только выход лампового усилителя. Допустим, в момент включения питания автопилота самолет летел с креном и имелся некоторый управляющий сигнал на входе магнитного усилителя. Этот сигнал усиливается и поступает в обмотку управ-250

ления двигателя *Д* с определенной фазой. Двигатель начинает ' вращаться и перемещает щетку потенциометра *П* мостовой схемы. Сигнал с потенциометра *П* подается на вход магнитного усилителя, компенсируя действие всех других сигналов. Как только будет достигнута полная компенсация и сигнал на выходе лампового усилителя станет равен нулю, вращение двигателя прекратится.

Блок интегрирования *БИ* (рис. 9.7) выдает сигналы, пропорциональные интегралам от перегрузки и от изменения высоты полета. Компенсация кабрирования при открытии створок бомбо-

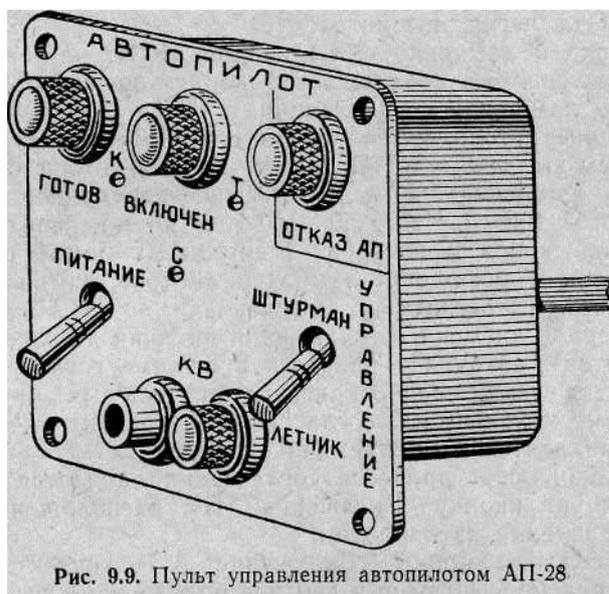
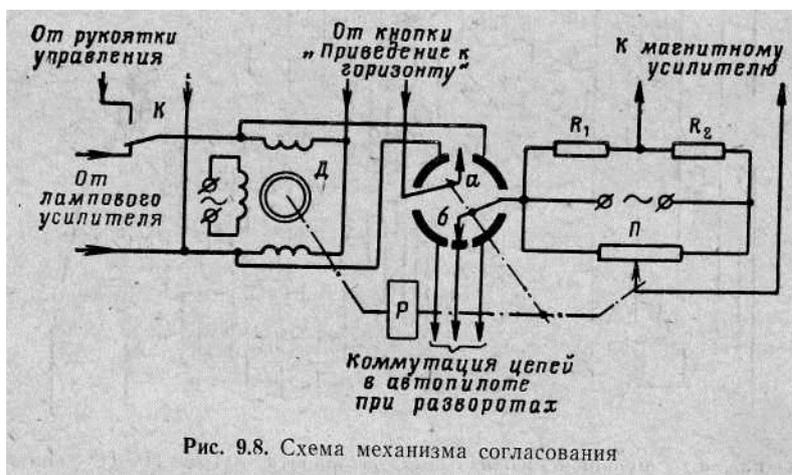


Рис. 9.9. Пульт управления автопилотом АП-28

люка осуществляется за счет сигнала, снимаемого с потенциометрического датчика (на рис. 9.7 не показан), щетка которого механически связана со створками. Под действием этого сигнала руль высоты отклоняется вниз. Величина сигнала подбирается регулировочным потенциометром «С» на пульте управления автопилотом.

Все основные органы включения, настройки и контроля за работой автопилота располагаются на пульте управления, рукоятке управления автопилотом и штурвале управления самолетом. На панели пульта управления автопилотом АП-28 (рис. 9.9) расположены: -

- выключатель «Питание»;
- сигнальные лампочки «Готов», «Включен», «Отказ АП»;
- потенциометры центровки «К», «Т» и «С», оси которых имеют шлицы под отвертку; потенциометры «К» и «Т» служат для



регулирования величины постоянно действующих сигналов компенсации, подающихся на специальные обмотки подмагничивания магнитных усилителей каналов управления креном и тангажом соответственно; в контрольном горизонтальном полете этими потенциометрами компенсируются сигналы с ЦГВ и ДОС, вызванные неточностью установки ЦГВ и датчиков обратной связи; о назначении потенциометра «С» говорилось выше;

— переключатель «Летчик — Штурман», служащий для передачи управления штурману; штурман со своего пульта может подключить к автопилоту либо дальномерную бомбардировочную систему, либо бомбоприцел, обеспечивая этим выполнение доворотов самолета через автопилот;

— кнопка и лампочка сигнализации «КВ»; нажатием кнопки в схему автопилота подключается корректор высоты; при этом загорается лампочка сигнализации.

Включение автопилота и работа его в режиме стабилизации. Включением выключателя «Питание» в схему автопилота подается постоянное напряжение 27 в и трехфазное переменное напряжение 36 в частотой 400 гц. Через 50—100 сек (время, необходимое для разгона гироскопов и прогрева электронных ламп) срабатывает реле времени и загорается лампочка «Готов», сигнализирующая о готовности автопилота к включению.

Весь период времени от включения питания до загорания лампочки «Готов» автопилот работает в режиме согласования. При этом выходы усилителей отключены от рулевых машин и подключены к механизмам согласования (контакты 9, 10, 11 на рис. 9.7 находятся в нижнем положении).

После окончания процесса согласования подается постоянное напряжение на кнопку «Включение АП», расположенную на рукоятке управления автопилотом.

При нажатии кнопки «Включение АП» контакты 9, 10, 11 (рис. 9.7) перебрасываются в верхнее положение и выходы усилителей подключаются к рулевым машинам. Одновременно контактами 3, 4, 5 в схему подключаются датчики ДУС и другие дополнительные элементы и связи. На пульте управления гаснет лампочка «Готов» и загорается лампочка «Включен». Поскольку механизмы согласования при этом отключены, то сигналы с их потенциометров остаются неизменными. Появляющиеся на выходе лампового усилителя сигналы соответствуют отклонениям от того режима полета, который был к моменту включения, и автопилот будет стабилизировать этот режим. Работа автопилота в режиме стабилизации соответствует принципу, рассмотренному в § 9.2.

Управление самолетом с помощью рукоятки управления автопилотом. С помощью рукоятки управления автопилотом летчик может изменять углы крена и тангажа и выполнять развороты самолета. Рукоятка (рис. 9.10) представляет собой колонку со сферической ручкой и подвешена в карданном узле. С помощью рукоятки управляют щетками потенциометров P_1 и P_2 . Нейтральное

252-

положение щеток относительно потенциометров обеспечивается пружинами Pr_1 и Pr_2 . Эти пружины создают также усилия на рукоятке при ее отклонении от нейтральной, имитируя у летчика «чувство» управления самолетом. Потенциометры P_1 и P_2 совместно с обмотками W_1 и W_2 образуют мостиковые схемы, выходы которых после включения автопилота в работу контактами K подключаются к обмоткам управления электродвигателями соответствующих механизмов согласования.

При отклонении рукоятки управления автопилотом от нейтрального положения с ее мостиковой схемы напряжение сигнала поступает на меха-Вризм согласования и его электродвигатель перемещает щетку потенциометра P (рис. 9.8). Следовательно, происходит изменение величины напряжения на подмагничивающей обмотке магнитного усилителя, вызыва-

ющее необходимую скорость отклонения руля самолета. По мере изменения угловой координаты самолета сигнал управления с потенциометра механизма согласования компенсируется сигналами от ЦГВ и ДУС. При равенстве скоростей изменения сигналов от потенциометра механизма согласования и измерительных устройств (ЦГВ, ДУС и др.) отклонение рулей самолета прекращается. Самолет «входит» в заданный маневр с постоянной угловой скоростью вращения относительно соответствующих осей. Для фиксирования заданного маневра достаточно отпустить рукоятку управления автопилотом. Под действием пружины она возвращается в нейтральное положение, вращение двигателя механизма согласования прекращается. Сигнал от измерительных устройств становится больше, чем сигнал от потенциометра P . В результате рули самолета установятся в нейтральное положение и самолет будет продолжать полет с заданными углами тангажа и курса или совершать разворот при заданных значениях углов крена и тангажа. Для прекращения разворота самолета необходимо отклонить рукоятку управления автопилотом в противоположном направлении или нажать кнопку «Приведение к горизонту». Необходимо отметить, что при отклонении рукоятки управления в направлении углов тангажа ее ламельное устройство автоматически отключает корректор высоты. При отклонении ее в направлении углов крена сигналы управления подаются в каналы

253

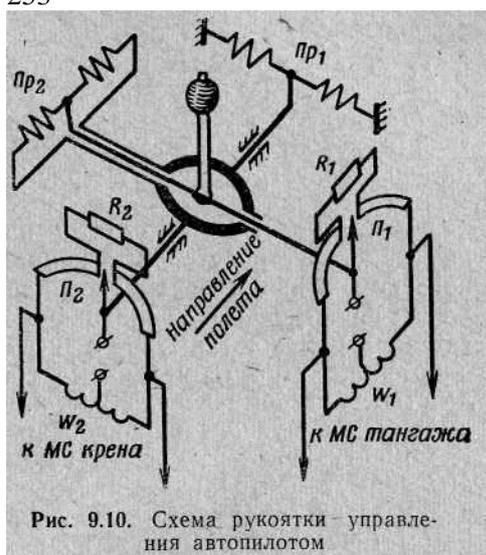


Рис. 9.10. Схема рукоятки управления автопилотом

■jjv.M^'DjCiiMaеiUH потеря

ВЫСОТЫ При рЭЗВО-

роте и выполняются условия координированного разворота. В АП-28 некоторых модификаций управление от рукоятки автопилота заменено на управление от штурвала самолета. Для этого на штурвале располагается специальная гашетка автопилота.

Приведение к горизонту. Режим «Приведение к горизонту» состоит в том, что из любого положения автопилот возвращает самолет к режиму прямолинейного горизонтального полета и затем стабилизирует этот режим. Для осуществления его необходимо нажать кнопку «Приведение к горизонту», расположенную на приборной доске летчика. При этом управляющая обмотка двигателя MC канала крена отключается от выходов лампового усилителя и рукоятки автопилота, а на верхние контактные ламели ламельного устройства MC (рис. 9.8) подается напряжение переменного тока.

Если самолет имеет угол крена, то щетки потенциометра P и ламельного устройства MC канала крена смещены от нейтрального положения и переменное напряжение через ламельное устройство поступает на управляющую обмотку двигателя MC . Двигатель перемещает щетки к нейтральному положению. Сигнал с потенциометра P механизма согласования уменьшается и под действием нескомпенсированного сигнала с ЦГВ элероны перекадываются в нужном направлении, а самолет ликвидирует крен. К моменту когда щетки потенциометра и ламельного устройства MC займут нейтральное положение, самолет выйдет из крена, а двигатель MC выключится. При этом в схему канала тангажа автоматически включается корректор высоты.

Если самолет, ликвидировав крен, оказался в режиме пикирования или кабрирования, то под действием сигналов с корректора высоты он постепенно выводится в режим прямолинейного горизонтального полета, который и стабилизируется автопилотом.

Выключение автопилота. Нажатием кнопки «Выключение АП», расположенной на штурвале самолета, производится отключение автопилота от силовых агрегатов рулей. При этом автопилот не препятствует

ручному управлению. Схема автопилота переводится в режим согласования, вследствие чего наблюдается периодическое загорание лампочки «Готов» на пульте управления.

Полное выключение автопилота осуществляется выключателем «Питание» на пульте управления или автоматом защиты «Автопилот» на щитке выключателей.

§ 9.5. АВТОПИЛОТ АП-6Е

На тяжелых самолетах широкое распространение получил автопилот с жесткой обратной связью АП-6Е. Этот автопилот обеспечивает решение задач, перечисленных в § 9.1. В комплект автопилота входят следующие агрегаты: центральная гироверти-254

Разворот

П'

ЦГВ, блок управления с элементами, настройки, усилитель | автопилота, три электрические рулевые машины, корректор высоты flfb , блок скоростных гироскопов, пульт управления, усилитель стабилизатора прицела, стабилизатор прицела, гиropolукомпас, указатели гиropolукомпаса, переключатель управления «Штурман — Летчик», задатчик компенсатора кабрирования при открытии бом-

К-блоков, авиагоризонт, задатчики разворота самолета.

На пульте управления (рис. 9.11) расположены: выключатель

I «Подгот. АП», выключатели поперечной и продольной стабилизации для отключения рулевых машин, рукоятка «Разворот» для выдачи сигналов координированного разворота

самолета, рукоятка «Спуск — Подъем» для изменения высоты полета, рукоятка «Крен» для центрирования схемы канала крена и изменения угла

, крена самолета при включенном АП,

кнопка включения автопилота, лам-

почка сигнализации «Готовы, вкл. АП» и «Готовн. вкл. КВ», кнопка

включения корректора высоты. Кроме пульта летчика, для управления автопилотом на самолете

устанавливаются: кнопка арретирования гировертикали для приведения оси ЦГВ к линии вертикали,

пульт управления гиropolукомпасом ГПК-АП, пульт передачи управления разворотом самолета от

летчика к штурману и кнопка быстрого отключения автопилота. Блок-схема автопилота АП-6Е изображена на рис. 9.12.

В суммирующие схемы трех каналов автопилота поступают сигналы согласно уравнениям (9.6), (9.7) и (9.8), выражающим законы управления. Кроме того, в горизонтальном полете в суммирующую схему продольного канала контактами S_i включается корректор высоты.

С пульта управления летчика с помощью ручки «ф₃» можно осуществлять координированные развороты самолета. При повороте этой ручки перемещаются щетки соответствующих потенциометров, включенных в суммирующие схемы каналов управления. При этом контакты B_3 размыкаются, выключая электромагнитную муфту ЭММ, которая отсоединяет щетку выходного потенциометра гиropolукомпаса ГПК от оси его гиروزла, и ГПК не будет препятствовать развороту самолета.

Рукояткой «Эз» можно подать сигнал в канал руля высоты,

вследствие чего самолет начнет снижаться или набирать высоту.

При этом контактами B корректор высоты выключается из схе-

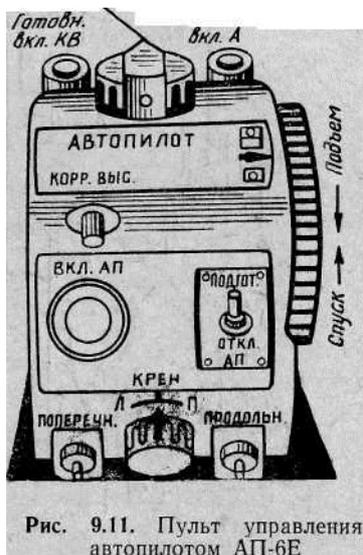


Рис. 9.11. Пульт управления автопилотом АП-6Е

мы управления. Переключателем B_2 управление разворотом передается штурману.

Для стабилизации оптического бомбоприцела в азимуте используется гироскоп ГПК и сельсинная следящая система

(рис. 9.13). Сигнал отклонения самолета от курса с сельсин-датчика СД гироскопа подводится к обмотке статора сельсин-приемника СП в стабилизаторе прицела СПП. Обмотка ротора СП включена на вход усилителя стабилизатора УСП.

Усиленный сигнал подводится к двигателю Д двигатель-генератора. Последний через муфту поворачивает бомбоприцел. На валу двигатель-генератора закреплен ротор сельсин-приемника. Поэтому двигатель Д будет вращаться до тех пор, пока напряжение на роторе СП не станет равным нулю. Таким образом бомбоприцел «следит» за положением оси гироскопа ГПК, т. е. остается неподвижным в горизонтальной плоскости при колебаниях самолета по курсу. Генератор Г двигатель-генератора обеспечивает отрицательную скоростную обратную связь между электродвигателем и усилителем, улучшая качество слежения.

256 .

С рукояткой разворота, расположенной на бомбоприцеле, связана щетка потенциометра, включенного в схему мостов автопилота. Штурман этой рукояткой может осуществлять довороты самолета при боковой наводке на цель.

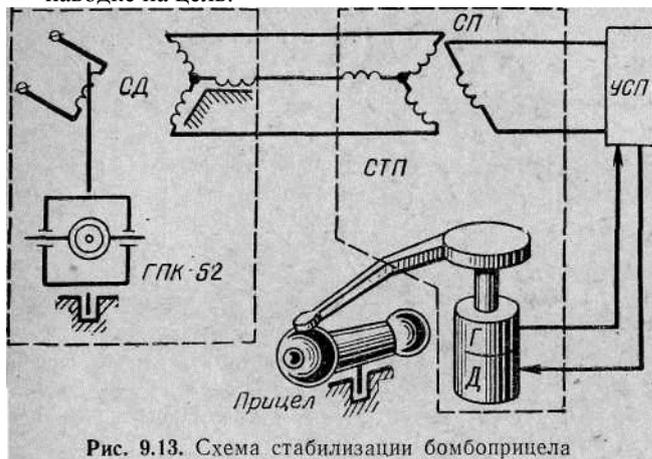


Рис. 9.13. Схема стабилизации бомбоприцела

§ 9.6. АВТОМАТЫ ДЕМПФИРОВАНИЯ УГЛОВЫХ КОЛЕБАНИЙ САМОЛЕТА, ОДНОКАНАЛЬНЫЕ И ДВУХКАНАЛЬНЫЕ АВТОПИЛОТЫ

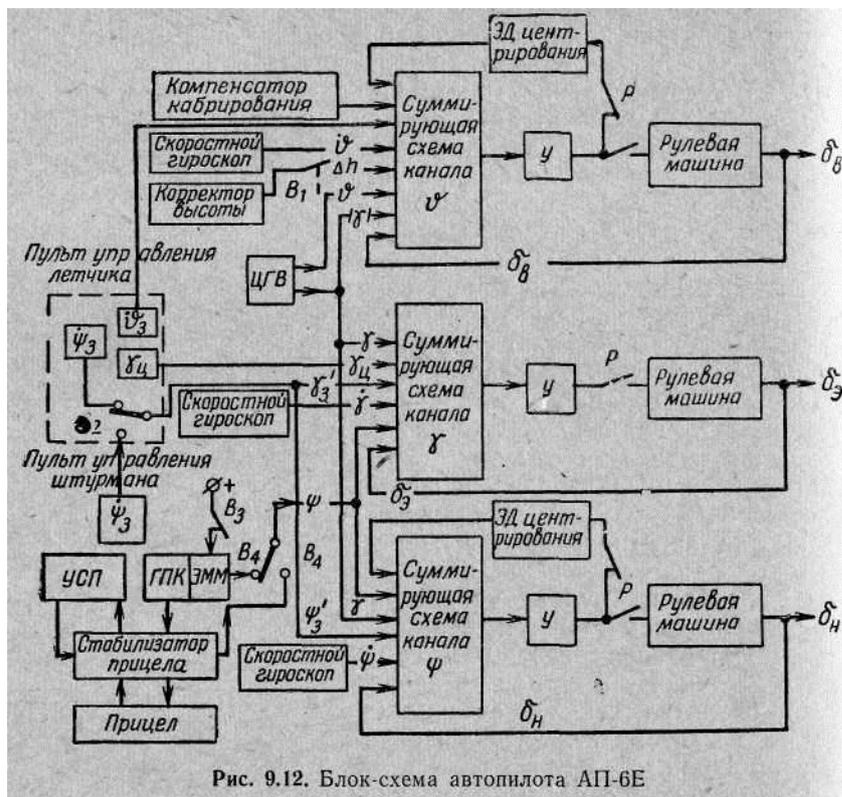
Назначение автоматов демпфирования. Современные самолеты имеют, как правило, стреловидные крылья и хвостовые оперения, фюзеляжи большого относительного удлинения и малые размеры несущих поверхностей. Вследствие этого при полетах на больших высотах с большими числами M они обладают недостаточными собственными аэродинамическими моментами демпфирования и могут совершать боковые и продольные колебания. В результате самолет рыскает по курсу, раскачивается относительно продольной оси и часто — относительно поперечной оси.

Летчик практически не может бороться с колебаниями самолета, воздействуя сам на рули управления. - Причина заключается в том, что летчик, как звено в системе регулирования, обладает запаздыванием. Частота колебаний самолета мало отличается по величине от частоты вынужденных колебаний, которую летчик может обеспечить с помощью органов управления. Поэтому стремление летчика ликвидировать

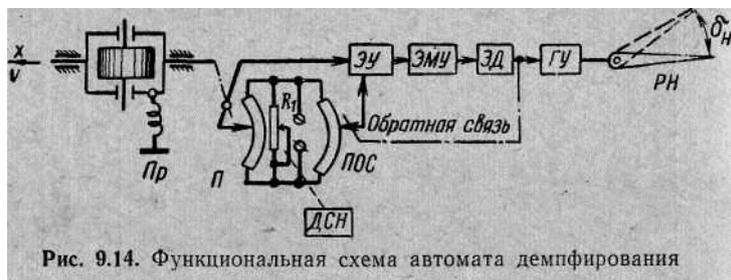
колебания самолета вызывает еще большую его раскачку.

Колебания самолета отрицательно сказываются на точности ведения прицельной стрельбы из установленного на самолете оружия. Кроме того, летчик быстро утомляется, пытаясь ликвидировать колебания самолета. Для устранения этих колебаний используются автоматы демпфирования колебаний, которые иногда называют автоматами парирования колебаний или демпферами. Эти

9-2891 257



устройства искусственно увеличивают декремент затухания колебаний, отклоняя рули самолета в функции величины угловой скорости движения самолета. Если необходимо, автоматы демпфирования могут устанавливаться одновременно в одном, двух или всех трех каналах управления самолетом. Устройство демпферов колебаний, устанавливаемых в каждый канал управления, одинаково. Отличие заключается лишь в величинах передаточных чисел автоматов.



Принцип действия и устройство автоматов демпфирования.

Ниже рассматриваются принцип действия и устройство автоматов демпфирования на примере автомата демпфирования колебаний рыскания. Этот автомат демпфирования автоматически отклоняет руль направления при возникновении угловой скорости самолета относительно его оси y . На рис. 9.14 приведена функциональная схема автомата.

Чувствительным элементом (датчиком) автомата является скоростной гироскоп. При отсутствии угловой скорости разворота руль направления RH самолета находится в нейтральном положении. Потенциометры $П$ и $ПОС$ образуют мостиковую схему, в одну диагональ которой включен источник питания переменного тока, а в другую — вход электронного усилителя $ЭУ$.

Если под действием какой-либо внешней причины самолет начинает отклоняться от курса с угловой скоростью ϕ , то гироскоп прецессирует относительно оси x до тех пор, пока гироскопический момент не уравновесится силой пружины $Пр$. Угол отклонения гироскопа от нейтрального положения будет пропорционален угловой скорости ϕ разворота самолета. С осью x гироскопа связана щетка потенциометра $П$. Вследствие отклонения гироскопа щетка перемещается относительно потенциометра $П$, мостик разбалансируется и на входе электронного усилителя $ЭУ$ появляется напряжение, фаза и

величина которого определяются направлением и величиной угловой скорости разворота самолета. Электронный усилитель возбуждает электромашинный или релейный усилитель ЭМУ. Напряжение ЭМУ подводится к электродвигателю ЭД рулевого агрегата, который управляет гидроусилителем ГУ бустерной системы руля. В результате руль РН откло-

258

яется, чтобы ликвидировать появившуюся угловую скорость разворота самолета. Одновременно перемещается и щетка потенциометра ПОС обратной связи, уменьшая величину напряжения на входе усилителя ЭУ. При некотором угле отклонения руля это напряжение станет равным нулю и руль останавливается. Величина угла поворота руля будет такой, чтобы парировать стремление самолета к уходу от курса; момент руля будет уравнивать моменты, вызывающие отклонение самолета.

Отклоненный руль направления уменьшает угловую скорость разворота самолета. При этом гироскоп и щетка потенциометра Я начинают перемещаться обратно, т. е. к положению равновесия. На входе в усилитель ЭУ появляется напряжение, фаза которого противоположна фазе первоначального напряжения, и руль направления начинает перемещаться к нейтральному положению. Как только угловая скорость разворота самолета станет равной нулю, руль направления приходит в нейтральное положение. Таким образом, в результате работы автомата демпфирования не допускается возникновение отклонения самолета от прямолинейного полета.

Если пренебречь инерционностью подвижных элементов в системе управления рулем, то угол S^* отклонения руля направлением автоматом и угол ψ отклонения самолета по курсу связаны следующей зависимостью:

где A^* — общее передаточное отношение автомата демпфирования и элементов управления рулем, включенных после автомата демпфирования.

Знак минус поставлен в уравнение (9.17) потому, что отклонение руля δ^* должно ликвидировать угловую скорость $\dot{\psi}$ разворота.

Из выражений (9.3), (9.4) и (9.17) получается дифференциальное уравнение движения рыскания самолета

$$\left[D^2 + 2\Omega_0 \left(d + \frac{k_H^{\dot{\psi}} b_{13}}{2\Omega_0} \right) D + \Omega_0^2 \right] \psi = f_3. \quad (9.18)$$

Из уравнения (9.18) следует, что автомат демпфирования увеличивает декремент затухания колебаний самолета на величину

$\frac{k_H^{\dot{\psi}} b_{13}}{2\Omega_0}$. Это ускоряет затухание колебаний самолета как относительно оси y , так и относительно оси x .

Можно показать, что установка автоматов демпфирования одновременно в каналах управления рулем направления и элеронами обеспечивает еще лучшее Демпфирование колебаний самолета. Однако следует иметь в виду, что переходные процессы движения самолета получаются оптимальными в том случае, когда декремент затухания мало отли-

9* 259

$$\delta_H^* = -k_H^{\dot{\psi}} \dot{\psi},$$

чается от величины 0,707. Большие значения затухания приводят к затягиванию переходных процессов в системе и в ряде случаев к появлению колебаний самолета.

Причиной вредного возрастания декремента затухания является увеличение скоростного напора, которым определяется величина коэффициента b_{13} в уравнении (9.18). Поэтому возникает необходимость в автоматическом изменении величины передаточного коэффициента $k_H^{\dot{\psi}}$ демпфера таким образом, чтобы выпол-

нялось условие

С этой целью в автоматы демпфирования вводится автоматическая коррекция коэффициента $k_H^{\dot{\psi}}$ по величине скоростного напора. Рулевой агрегат автомата включается в систему тяг управления рулем направления последовательно и непосредственно не влияет на связь между педалями и рулем направления. Однако автомат демпфирования в целом оказывает влияние на управляемость самолета.

Если летчик отклоняет педали на величину x_n для разворота самолета, то угол δ_H отклонения руля направления равен сумме

$$\delta_H = k_n x_n + \delta_H^* \quad (9.19)$$

где k_n — передаточное отношение в системе управления рулем

направления с помощью педали. С учетом уравнения (9.17) угол отклонения руля будет равен

$$\delta_{\text{н}} = k_{\text{н}} x_{\text{н}} - k_{\text{н}}^{\psi} \dot{\psi}. \quad (9.20)$$

Как видно из выражения (9.20), автомат демпфирования уменьшает результирующее отклонение руля направления при перемещении педалей.

Таким образом, автомат демпфирования противодействует возникновению угловой скорости самолета независимо от вызвавших ее причин. Чтобы не ухудшить управляемость самолета, автомат демпфирования обеспечивает отклонение руля направления лишь в определенных пределах. Для этого имеются концевые выключатели, которые отключают электродвигатель автомата при повороте его вала на определенный угол. Летчик воспринимает результат действия автомата как увеличение естественного демпфирования, боковой устойчивости самолета: при выполнении виражей он должен отклонять педали на несколько большую величину, чем это необходимо при выключенном автомате демпфирования.

В автоматах демпфирования гироскопический датчик угловой скорости может перемещать не щетку потенциометра, а ротор индуктивного датчика.

Для коррекции передаточного коэффициента k_j автомата демпфирования в системе имеется специальный датчик скоростно-

260

напора ДСП, который перемещает щетку потенциометра (рис. 9.14) в зависимости от величины скоростного напора.

Электропривод ЭД демпфера обычно встраивается в раздвижную тягу, соединяющую педали (штурвал) с золотником гидроусилителя управления рулевой поверхностью самолета. Поскольку педали (штурвал) загружены специальной пружиной, усилие которой значительно больше усилия трения золотника гидроусилителя, то изменение длины тяги электроприводом ЭД на педали не передается и летчик не замечает работы демпфера.

Принцип действия и устройство одноканального автопилота. В некоторых случаях на самолетах-истребителях вместо одноканального автомата демпфирования колебаний устанавливается

- одноканальный автопилот. Автопилот может устанавливаться в каналах управления креном, курсом и тангажом.

Одноканальный креновый автопилот КАП-2 обеспечивает: демпфирование колебаний самолета относительно продольной оси, стабилизацию заданного угла крена, управление величиной угла крена, приведение самолета к режиму полета без крена. Этот автопилот является статическим с жесткой отрицательной обратной связью. Входными сигналами для автопилота являются величины угловых координат и угловой скорости вращения самолета вокруг оси стабилизации. Для получения оптимального переходного процесса регулирования величина передаточного отношения автопилота корректируется в зависимости от величины скоростного напора и высоты полета.

В режиме демпфирования элероны самолета отклоняются автопилотом на угол, пропорциональный сумме сигналов по угловой скорости $\dot{\gamma}$ изменения крена и по величине $x_{\text{ш.э}}$ отклонения штурвала:

$$\delta_{\text{э}} = -k_{\text{э}}^{\dot{\gamma}} \dot{\gamma} + k_{\text{ш.э}} x_{\text{ш.э}}. \quad (9.21)$$

В режиме стабилизации закон управления элеронами записывается следующим образом:

$$\delta_{\text{э}} = -k_{\text{э}}^{\dot{\gamma}} \dot{\gamma} - k_{\text{э}}^{\gamma} \gamma + k_{\text{ш.э}} x_{\text{ш.э}}, \quad (9.22)$$

где $k_{\text{э}}^{\dot{\gamma}}$, $k_{\text{э}}^{\gamma}$ — передаточные отношения КАП по угловой скорости крена и по углу крена самолета;

$k_{\text{ш.э}}$ — передаточное отношение от штурвала к элеронам. На рисунке 9.15 приведена упрощенная схема КАП-2, позволяющая рассмотреть принцип его работы. — Здесь измерение угла крена осуществляется с помощью гироскопа авиагоризонта АГД-1. Скорость изменения угла крена измеряется скоростным датчиком угловой скорости ДУС.

Сигналы углов крена через сельсинную передачу СП поступают на электронный У, магнитный МУ и релейный РУ усилители. Сигналы от датчика ДУС через корректор передаточного Числа КПЧ поступают на магнитный усилитель. Усиленные в маг-

261

$$\frac{k_{\text{н}}^{\psi} b_{13}}{2\Omega_0} = \text{const.}$$

нитном МУ и релейном РУ усилителях сигналы через контакты реле 5Р и 6Р подводятся к электродвигателю рулевого агрегата управления ЭД РАУ. Этот электродвигатель изменяет длину раздвижной тяги РАУ, которая перемещает золотник гидроусилителя БУ управления элеронами.

Ручное управление элеронами осуществляется через нелинейную кинематическую передачу *НМ* и тягу *РАУ*,

Работа КАП в режиме демпфирования. Для включения КАП необходимо сначала включить АЗС авиагоризонта «АГД» и АЗС автопилота «АП». Контакты реле *IP* включают витание схемы управления. Происходит автоматическое согласование схемы — шток рулевого агрегата управления *РАУ* устанавливается в среднее положение, если по какой-то причине он не занимал этого положения до включения (на рис. 9.15 схема согласования не показана).

Через 1—2 мин можно включить выключатель «Д» («Демпфер»), который замыкает цепь реле *2P*. Через контакты *2P_х* этого реле питание подается на якорь поляризованного реле *ПП*, а контакты *2P₂* подготавливают цепь электродвигателя ЭД *РАУ*.

Если угловая скорость крена $\dot{\gamma} = 0$, то сигнал с выхода потенциометра *ДУС* отсутствует. Обмотки w_1 и w_2^* поляризованного *2G2* ■

Контакты *ПП* создают противоположные и равные по величине моменты. Вследствие чего якорь реле находится в среднем (нейтральном)

■ положении.

При появлении угловой скорости у крена щетка потенциометра *ДУС* смещается к нейтрали и выдает сигнал в управляющую обмотку w_1 усилителя *МУ*. В результате в одной из обмоток реле *ПП* ток увеличивается, а в другой — уменьшается. Поэтому якорь *ПП* замыкает верхние (или нижние) контакты, включая

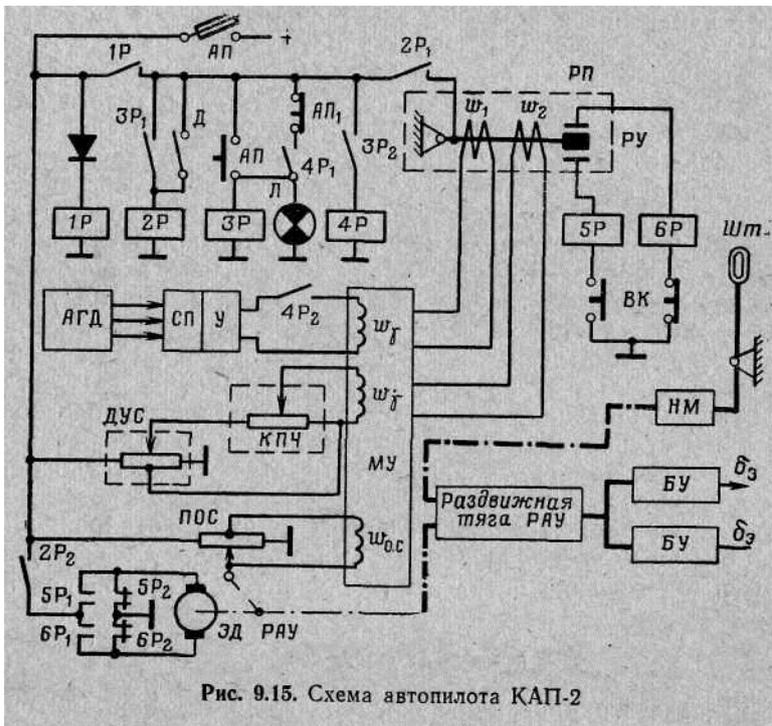
■ обмотку реле *6P* (или *5P*). Контакты *6P_х* и *6P₂* (или *5P₁* и *5P₂*) включают электродвигатель ЭД *РАУ*. Последний изменяет длину

тяги *РАУ*; перемещая золотник бустера управления элеронами. Одновременно перемещается щетка потенциометра *ПОС* обратной связи. Напряжение, пропорциональное углу отклонения элеронов, с потенциометра *ПОС* подводится к обмотке w_2 обратной связи - усилителя *МУ*. Когда момент обмотки обратной связи станет равен моменту управляющей обмотки w_1 , якорь реле *ПП* разомкнет цепь реле *6P* (*5P*), электродвигатель *РАУ* остановится. При этом угол отклонения элеронов будет пропорционален угловой скорости изменения крена. В результате угловая скорость крена уменьшится, сигнал обмотки обратной связи *МУ* станет больше сигнала обмотки управления и электродвигатель начнет движение в обратную сторону. Когда угловая скорость станет равной нулю, шток *РАУ* будет снова находиться в среднем (нейтральном) положении. Для коррекции передаточного числа демпфера в цепь сигнала датчика *ДУС* включен потенциометр *КПЧ*, положение щетки которого и, следовательно, величина сигнала *ДУС* зависят от значения скоростного напора q и высоты Y полета самолета.

Если летчик сам отклоняет ручку управления, то элероны отклоняются и создают определенную угловую скорость крена. При этом КАП включает электродвигатель *РАУ*, который перемещает шток *РАУ*, пока не разомкнется один из концевых выключателей *ВК*.

Работа КАП в режиме стабилизации. Для включения КАП в режим стабилизации летчик нажимает кнопку «АП», замыкая этим цепь обмотки реле *3P*. Контакты *3P₁* блокируют выключатель «Д» (или включают реле *2P*, если выключатель «Д» не включен). Контакты *3P₂* замыкают цепь обмотки реле *4P*; которое контактами *4P₁* блокирует кнопку «АП». Загорается сигнальная лампа *Л*, означающая, что КАП работает в режиме стабилизации. Контакты *4P₂* подключают на управляющую обмотку w_1 усилителя *МУ* выход усилителя *У* сигналов, поступающих от АГД-1. Работа КАП в режиме стабилизации протекает так же, как и в режиме демпфирования, только сигнал на входе усилителя *МУ* равен сумме сигналов по углу крена и по угловой скорости крена.

В режиме стабилизации летчик может установить желаемую величину угла крена. Для этого он должен отклонить штурвал на



необходимый угол и удерживать его в этом положении. При этом самолет начинает увеличивать угол крена. С сельсина АГД поступает сигнал на уменьшение угла отклонения элеронов. Одновременно появляется и увеличивается сигнал с потенциометра ПОС, который направлен против сигнала, поступающего с сельсина АГД. Когда сигналы от ПОС и от сельсина АГД станут равными, элероны займут нейтральное положение, а самолет будет иметь заданный угол крена, так как штурвал управления будет отклонен летчиком. Шток РАУ останется смещенным от нейтрального положения на величину, необходимую для компенсации отклонения штурвала.

При нажатии кнопки «АП₁» происходит выключение режима стабилизации крена автопилотом КАП-2.

Особенности устройства и работы двухканального автопилота.

Двухканальный автопилот обеспечивает демпфирование колебаний самолета относительно его продольной и поперечной осей, стабилизацию заданных углов крена, тангажа и курса, стабилизацию высоты полета, приведение самолета в режим горизонтального полета. В отличие от трехканального автопилота здесь стабилизация заданного курса и его изменение осуществляются воздействием на элероны самолета, т. е. канал управления элеронами используется для управления и углами крена, и углами курса самолета.

На рисунке 9.16 приведена упрощенная функциональная схема управления самолетом с двухканальным автопилотом, которая

264

позволяет рассмотреть принципы получения различных режимов работы автопилота. Из нее видно, что штурвальное управление самолетом здесь осуществляется по обычной необратимой гидромеханической схеме.

Отклонения штурвала в поперечном направлении через тяги, /нелинейный механизм ИМ и рулевой агрегат РАУ-₁ передаются на гидравлические бустеры БУ управления элеронами Э. Продольные отклонения штурвала передаются на бустер БУ управления стабилизатором через рычажный механизм АРУ и рулевой агрегат РАУ-₂. В данном случае механизм АРУ принимается только как жесткий рычаг. Более полно о нем сказано в § 9.8. При выключенном автопилоте рулевые агрегаты РАУ играют роль жестких передающих тяг.

Загрузка штурвала усилиями, имитирующими аэродинамические воздействия на рули самолета, осуществляется пружиной Пр_э в канале управления элеронами и пружиной Пр_с в канале управления стабилизатором. С помощью электромеханизма трим-мерного эффекта МТЭ положение точки опоры пружины Пр_с и, следовательно, нейтральное положение штурвала могут изменяться. Это изменение осуществляется летчиком нажатием кнопки управления механизмом МТЭ, расположенной на штурвале, что обеспечивает включение того или иного контакта I.

В комплект автопилота входят блок согласования, два релей-но-усилительных блока РУБ-₁ (и РУБ-₂), два рулевых агрегата ЯЛУ, датчики угловых скоростей ДУС-₁ и ДУС-₂, корректор передаточных чисел КПЧ, корректор высоты КВ, датчики перегрузок ДП и углов атаки ДУА, регулировочно-коммутационный блок

(не показанный на схеме), датчик усилий на штурвале *ДР*. Датчиками позиционных сигналов для автопилота являются гироагрегаты курсовой системы *КСИ* и авиагоризонта *АГД-1*. Автопилот может работать в режиме стабилизации и в режиме приведения самолета к горизонту. В обоих режимах летчик может управлять самолетом с помощью штурвала.

Работа автопилота в режиме «Стабилизация». При включении питания автопилота постоянным и переменным током в блоке согласования производится автоматическое центрирование схем каналов управления. Сигнал с сельсин-датчика крена *АГД-1* поступает на сельсин-приемник *СП* блока согласования. С него сигнал через контакт *10* подводится к усилителю и далее — к электродвигателю *ЭД*, который устанавливает ротор сельсина *С77* в положение, в котором напряжение сигнала на его обмотке равно нулю. Аналогично происходит согласование в схемах выдачи сигнала углов курса и тангажа (на рис. 9.16 элементы согласования *СЯ₀*, *ЭД*, *У*, *С/7_я* для канала тангажа не показаны).

Нажатием сигнальной лампы-кнопки автопилот включается в Режим стабилизации. При этом контактами *6*, *7*, *8*, *10*, *11* к релей-

265

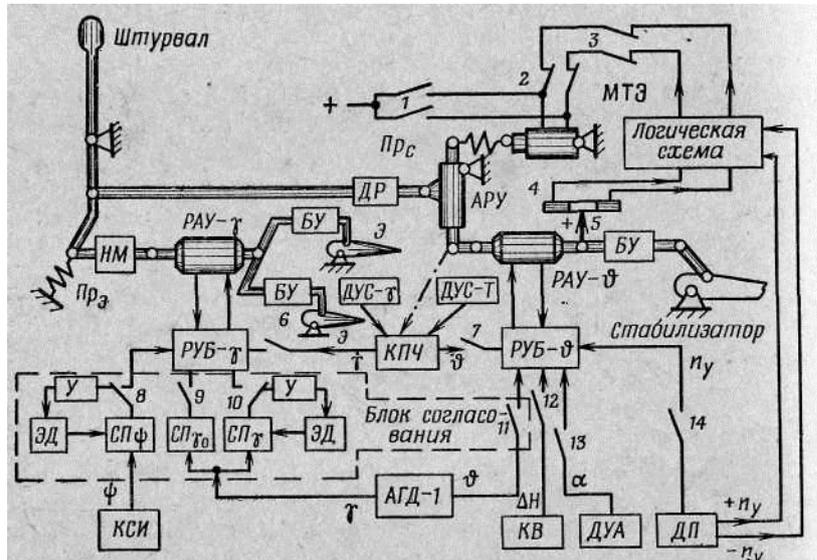


Рис. 9.16. Функциональная схема двухканального автопилота:
1, 2, 3, 6, 7, 8, 9, 10, 11, 12, 13 — контакты; 4 — ламельное устройство; 5 — щетка

но-усилительным блокам подключаются датчики угловых скоростей $\dot{\gamma}$, $\dot{\theta}$ и углов ψ , γ , θ . Принцип работы автопилота в этом случае не отличается от принципа работы уже рассмотренных автопилотов, если в управление не вмешивается летчик.

При углах крена $|\gamma| \leq 6^\circ$ и отсутствии усилий на штурвале закон управления автопилотом имеет вид

$$\delta_3 = -k_3^i \dot{\gamma} - k_3^r \gamma + k_3^\psi (\psi_3 - \psi) \quad (9.23)$$

и происходит стабилизация крена $\varepsilon=0$ и заданного *KVD*са ψ_3 .

Если же автопилот включен при угле крена $|\gamma| > 6^\circ$, то происходит стабилизация заданного угла крена γ_3 согласно закону управления

$$\delta_3 = -k_3^i \dot{\gamma} + k_3^r (\gamma_3 - \gamma). \quad (9.24)$$

Как видно из уравнения (9.24), курс в этом случае не стабилизируется.

Угол крена не стабилизируется автопилотом в зоне углов тангажа $81^\circ < |\theta| < 99^\circ$, а курс — при $\theta \geq 40^\circ$.

При отклонении штурвала летчиком в поперечном направлении встроенный в штурвал концевой выключатель обеспечивает выключение контактами *8* сигнала курса и переключение контактами *10* сельсина *СП* от *РУБ-у* на схему центрирования. Поэтому

напряжение на выходе сельсина при любом угле крена будет равно нулю. Отклоненные штурвалом элероны создают определенную угловую скорость \dot{y} вращения самолета относительно оси *x*. Закон управления элеронами носит следующий характер:

$$\delta_3 = -k_3^i \dot{\gamma} + k_{ш. 3} x_{ш. 3}. \quad (9.25)$$

Как только летчик снимает усилие со штурвала, последний возвращается в нейтраль, контакты *10* подключают сельсин *СП* к *РУБ-ф* и автопилот теперь стабилизирует тот угол крена γ_3 (9.24), который был в момент освобождения штурвала.

При малых перемещениях штока *РАУ* работа канала управления углами тангажа происходит так же, как в канале управления углами крена, т. е. по закону

$$\varphi_c = -k_c^{\dot{\theta}} \dot{\theta} + k_c^{\theta} (\theta_3 - \theta). \quad (9.26)$$

Но максимальные углы отклонения стабилизатора с помощью *РАУ* не превышают $\pm 1^\circ$. Этого недостаточно для быстрой ликвидации последствий значительных возмущений самолета. Поэтому при перемещении штока *РАУ* в одно из крайних положений (т. е. на величину $\pm A/M$) щетка 5 замкнет один из контактов ламельного устройства 4 и напряжение через логическую ячейку подводится к электродвигателю механизма триммерного эффекта *МТЭ*-Последний через пружину *Пр_c*, рычаг *АРУ* и механизм *РАУ-9* (как жесткое звено) воздействует на бустер *БУ* стабилизатора.

Пока работает *МТЭ*, угол φ_c отклонения стабилизатора непрерывно увеличивается. Самолет под действием отклоняющегося

266

стабилизатора начинает возвращаться к заданному стабилизируемому положению. При некотором положении самолета величина сигнала на *РАУ-Б* уменьшится и его шток переместится в сторону нейтрали, щетка 5 сойдет с ламели 4 и механизм *МТЭ* отключится. При подходе самолета к заданному углу тангажа θ_3 значение сигнала от *ДУС-Т* становится больше значения сигнала от датчика угла 9. Поэтому шток *РАУ* отклоняется в другое крайнее положение и щеткой 5 включает *МТЭ*, который перемещает стабилизатор уже в другом направлении. Когда угол тангажа самолета станет равен заданному θ_3 , *МТЭ*, стабилизатор и *РАУ-Т* займут исходные положения.

Таким образом, при отклонении *РАУ* на величину A/M закон управления автопилотом определяется следующим образом:

(9.27)

где, — передаточное число и скорость перемещения

$k_{MTЭ}$ и $v_{MTЭ}$ штока механизма *МТЭ* соответственно.

«Если на самолет будет воздействовать достаточно большой по величине постоянный возмущающий момент (ввиду выработки топлива, изменения высоты или скорости полета), то по сигналу от датчика угла θ шток *РАУ* включит *МТЭ*, стабилизатор отклонится от прежнего положения и в момент, когда угол тангажа самолета станет равен заданному θ_3 , стабилизатор останется в новом, отклоненном положении. Таким образом автоматически осуществляется балансировка самолета в зависимости от его центровки и режима полета.

Управление с помощью штурвала углами тангажа аналогично управлению углами крена (9.25), т. е. осуществляется по закону

$$\varphi_c = -k_c^{\dot{\theta}} \dot{\theta} + k_{ш.с} x_{ш.с}. \quad (9.28)$$

где $x_{ш.с}$ — величина отклонения штурвала в продольном направлении.

При этом концевым выключателем штурвала размыкаются контакты 2 механизма *МТЭ*. Последний теперь может включаться только контактами / кнопки триммера на штурвале.

Работа автопилота в режиме «Приведение к горизонту». Данный режим служит для приведения самолета в горизонтальный полет из любого исходного положения в случае потери летчиком пространственной ориентировки, для стабилизации нулевых углов крена $\gamma = 0$ и наклона траектории $\theta = 0$, заданных высоты и курса полета.

Режим «Приведение к горизонту» осуществляется после нажатия кнопки «Приведение к горизонту» и снятия усилий со штурвала. При этом сельсин-приемники углов крена, тангажа и курса в блоке согласования контактами 8, 10, 11 переключаются на ре-

267

$$\varphi_c = -k_c^{\dot{\theta}} \dot{\theta} + k_c^{\theta} (\theta_3 - \theta) - \int_0^t k_{MTЭ} v_{MTЭ} dt,$$

жимы центрирования, а к *РУБ* подключаются сельсины *СП* и *СП_и*, которые выдают сигналы, пропорциональные величинам углов крена и тангажа. Процесс приведения происходит в обоих каналах одновременно, но скорость изменения угла крена значительно больше, чем угла наклона траектории.

В режиме приведения к горизонтальному полету автопилот работает согласно следующим законам управления:

где Δn_y и Δh — отклонения величин перегрузки и высоты полета от заданных значений.

КВДС самолета начинает стабилизироваться только при углах $|\gamma| \leq 6^\circ$ и $|\theta| < 40^\circ$. Поэтому коэффициент-

циент $\Pi = 0$, что достигается отключением сельсина *СП* от контактами 8.

В режиме приведения в канал управления углом наклона траектории ($\delta = 8 - a$) вводятся сигналы вертикальной перегрузки n_y , угла атаки α , отклонения от заданной высоты полета Δh .

Если отклонение штока $PAU \Delta D / D_M$, то шеткой 5 включается механизм $MTЭ$, что определяет наличие интеграла в выражении (9.30).

Автопилот стабилизирует допустимую перегрузку в процессе вывода самолета в горизонтальный режим.

Для этого к схеме управления механизмом $MTЭ$ подключается датчик перегрузок $ДП$. Датчик высоты $ДВ$ подключается, к $РУБ-Б$, когда выполняется условие $-2^\circ < \delta < 10^\circ$. В других случаях коэффициент $k^{\Delta} = 0$ (9.30).

Работа автопилота при отклонениях штурвала летчиком в режиме «Приведение к горизонту» отличается от его работы в режиме «Стабилизация». Если штурвал отклоняется в поперечном направлении, то его концевой выключатель отключает от $РУБ-у$ датчик сигнала ϕ . Сельсин $СП$ остается подключенным к $РУБ-у$ (в отличие от режима «Стабилизация»).

Отклоненные штурвалом элероны вызывают вращение самолета. С появлением угла крена в $РУБ-у$ поступает сигнал от $СП$ и рулевая машина $PAU-у$ уменьшает угол отклонения элеронов. При определенном угле у элероны станут в нейтральное положение. Следовательно, углы крена самолета пропорциональны величинам отклонений штурвала. Автопилот стабилизирует заданный угол согласно закону

(9.31).

268

При освобождении штурвала последний устанавливается пружиной в нейтральное положение и самолет ликвидирует угол крена.

Отклонение штурвала в продольном направлении вызывает срабатывание его концевого выключателя и размыкание контактами 2 цепи на механизм $MTЭ$. Кроме того, от встроенного в тягу управления стабилизатором датчика усилий $ДР$ обеспечивается дополнительное размыкание этой цепи контактами 3.

Отключение $MTЭ$ при отклонении штурвала необходимо потому, что в противном случае по сигналу от автопилота $MTЭ$ будет противодействовать усилиям летчика, загружая штурвал пружиной $Пр_с$.

Закон управления автопилотом при отклоненном штурвале имеет вид

§ 9.7. ОСОБЕННОСТИ ЭКСПЛУАТАЦИИ АВТОПИЛОТОВ И ДЕМПФЕРОВ КОЛЕБАНИЙ

Перед полетом летчик проверяет работоспособность автопилота и демпферов колебаний в соответствии с инструкцией для конкретного летательного аппарата,

автопилота и демпфера. Руление, взлет и посадку самолета всегда следует производить при работающих гироскопах, чтобы толчки самолета не вызывали ударов рам гиросузлов. Остальные агрегаты автопилотов должны быть выключены.

Вследствие недостаточно высокой надежности автоматов демпфирования и автопилотов иногда ограничивают минимальную высоту, на которой разрешается включение их в работу, хотя демпферы колебаний являются очень эффективными при больших углах атаки самолета, т. е. при посадках и взлетах самолета.

Все операции по включению следует производить в строгой последовательности, предусмотренной инструкцией. Если в момент включения автопилота летательный аппарат начинает резко изменять режим полета, то необходимо немедленно нажать кнопку аварийного выключения автопилота. После этого следует проверить правильность положений всех элементов управления автопилотом и произвести повторное включение. При повторном появлении того

-же дефекта автопилотом пользоваться нельзя.

Если трехканальный автопилот был включен при наборе или уменьшении высоты, то после достижения заданной высоты полета

его надо выключить. Затем следует установить самолет в положение горизонтального полета, тщательно его сбалансировать с помощью триммеров, рукоятки потенциометров управления автопилотом на пульте поставить в нейтральное положение и включить автопилот. Для стабилизации высоты полета включается

269

$$\delta_a = -k_a^{\dot{\gamma}} \dot{\gamma} - k_a^{\gamma} \gamma + k_a^{\psi} (\psi_a - \psi); \quad (9.29)$$

$$\varphi_c = -k_c^{\dot{\theta}} \dot{\theta} - k_c^{\theta} \theta + k_c^{\alpha} \alpha - k_c^{\Delta n_y} \Delta n_y - k_c^{\Delta h} \Delta h - \int_0^t k_{MTЭ} v_{MTЭ} dt, \quad (9.30)$$

$$\delta_a = -k_a^{\dot{\gamma}} \dot{\gamma} - k_a^{\gamma} \gamma + k_{ш. \vartheta} x_{ш. \vartheta} \\ \varphi_c = -k_c^{\dot{\theta}} \dot{\theta} - k_c^{\theta} \theta + k_c^{\alpha} \alpha - k_c^{\Delta n_y} \Delta n_y + k_{ш. c} x_{ш. c} \quad (9.32)$$

работу корректор высоты. Для стабилизации высоты полета самолета с двухканальным автопилотом следует нажать кнопку «Приведение к горизонту».

Необходимо помнить, что в полете с включенным автопилотом нельзя пользоваться триммерами для изменения угловых координат самолета: автопилот будет ликвидировать эти изменения соответствующими отклонениями рулей самолета, рулевые машины будут воспринимать дополнительные нагрузки.

Выключение автопилота следует производить в том же режиме полета, в котором производилось его включение. Этим снимаются нагрузки со штурвала и педалей, которые должен воспринять летчик в момент выключения автопилота. Выключать источник переменного тока, питающий автопилот, можно только после заруливания летательного аппарата на стоянку, так как руление с неработающими гиросприборами вызывает их повреждение.

Обогрев рулевых машин автопилота необходимо включать перед взлетом и выключать только после посадки.

В эксплуатации бывают случаи появления неисправностей и отказов автопилотов и демпферов в воздухе. Наиболее характерными проявлениями неисправностей являются рыскание самолета по курсу, колебания относительно продольной оси (по крену), ускоренный уход самолета от линии начальной ортодромии.

. Причиной колебаний самолета по курсу, и крену большей частью служат отказы скоростных гироскопов или нарушение регулировки величин их сигналов. Ускоренное отклонение самолета от курса является следствием отказа гиropolукомпаса.

Наиболее опасными являются обрывы в электрических схемах каналов управления, что может привести к резкому изменению положения самолета. При любых проявлениях отказов и неисправностей в полете автопилот (демпфер) должен быть выключен.

Некоторые автопилоты (например, АП-28) при появлении неисправности в схеме или при эволюциях самолета со сверхдопустимыми значениями углов крена или тангажа самовыключаются. В этом случае на пульте управления автопилотом загорается красная лампочка «Отказ АП» и включается звуковая сигнализация.

§ 9.8. АВТОМАТЫ РЕГУЛИРОВАНИЯ ПЕРЕДАТОЧНЫХ ЧИСЕЛ

УПРАВЛЕНИЯ

Назначение автоматов регулирования передаточных чисел управления. Наличие больших и часто нерегулярных шарнирных моментов на рулях сверхзвуковых самолетов послужило одной из причин построения управления этими рулями по необратимой схеме с гидросилителями. Особенно широко такие схемы используются в канале управления продольным движением, где роль руля высоты выполняет стабилизатор.

270

Однако летчик не может управлять самолетом, не ощущая реакции, т. е. усилий на штурвале (ручке) при его перемещении. Эти усилия определяются эффективностью рулей и позволяют летчику правильно соразмерить отклонение штурвала с выполняемым маневром. Поэтому при необратимой схеме управления применяются грузочные устройства, искусственно создающие усилия на штурвале.

Если в качестве грузочного устройства применяется устройство в виде пружины с постоянной точкой опоры, то усилие $P_{ш}$ на штурвале будет пропорционально его отклонению $x_{ш}$ от нейтрального положения

$$P_{ш} = cx_{ш}, \quad (9.33)$$

где c — жесткость пружины.

С увеличением скоростного напора q эффективность рулей увеличивается и для совершения маневра с одной и той же перегрузкой рули управления необходимо отклонять на величины, тем : меньше, чем больше скоростной напор. При обычном пружинном грузочном устройстве с увеличением скоростного напора прилагаемые летчиком к штурвалу усилия должны уменьшаться, что очень трудно воспринимается летчиком. Поэтому грузочное устройство должно иметь коррекцию по скоростному напору, при которой усилие на штурвале определяется выражением

$$P_{ш} = c \frac{\rho V^2}{2} x_{ш}. \quad (9.34)$$

С увеличением числа M полета возрастает продольная устойчивость самолета. Поэтому при одном и том же скоростном напоре для совершения маневра с постоянной перегрузкой рули управления необходимо отклонять тем больше, чем больше число M полета.

С увеличением числа M полета на сверхзвуковой скорости уменьшается эффективность рулей. Это вызывает необходимость в дополнительном отклонении их с ростом числа M .

Таким образом, грузочный механизм должен иметь также коррекцию по числу M полета. С учетом этого усилие на штурвале должно определяться зависимостью

$$P_{ш} = \frac{c}{k_M M} \cdot \frac{\rho V^2}{2} x_{ш}, \quad (9.35)$$

: где k_M — коэффициент пропорциональности по числу M полета.

Тот же самый эффект получается, если коррекция будет осуществляться не по числу M , а по высоте H полета:

$$P_{ш} = \frac{c}{k_H H} \cdot \frac{\rho V^2}{2} x_{ш},$$

(9.36)

При выполнении условий (9.35) и (9.36) величина хода $x_{ш}$ штурвала, необходимая для выполнения маневра с одинаковой пе-

271

регрузкой, получается различной при изменении значения скоро, стного напора и числа M .

Для получения одинаковых отклонений штурвала при маневре с одной и той же перегрузкой и различных значениях q и M величина передаточного коэффициента $k_c = \wedge$ - системы управления

должна быть переменной. Знак изменения этой величины должен быть противоположен знаку изменения усилий на штурвале: с увеличением скоростного напора и уменьшением числа M (высоты) полета коэффициент k_c должен уменьшаться. Исходя из этого, очевидно, что одно и то же устройство, предназначенное для управления загрузочным механизмом, может быть использовано и для управления величиной коэффициента k_c .

Загрузочный механизм создает усилия на штурвале не только при выполнении маневра, но и в установившемся режиме полета, если для получения этого режима штурвал должен быть отклонен от положения нейтрала. Для снятия этих усилий в системе управления необходимо иметь механизм триммерного эффекта.

Таким образом, для получения единообразной техники пилотирования на всех режимах полета на современных сверхзвуковых самолетах применяются автоматы регулирования передаточных чисел управления (АРУ), которые обеспечивают:

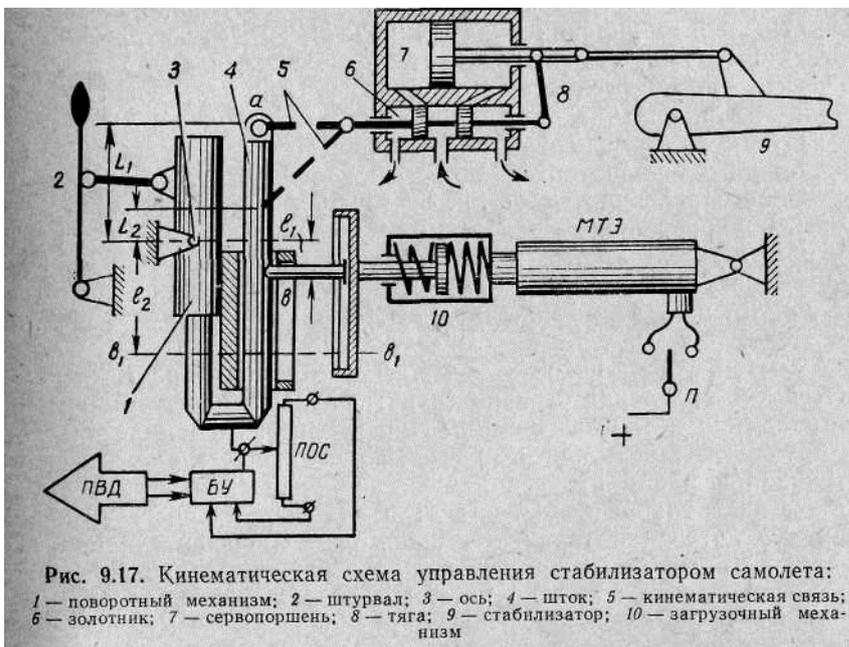
- изменение загрузки штурвала в зависимости от условий полета;
- изменение величины передаточного коэффициента между рулем и штурвалом в зависимости от условий полета;
- снятие усилий со штурвала в установившихся режимах полета.

Принцип действия и устройство АРУ. На рис. 9.17 изображена упрощенная кинематическая, схема управления стабилизатором, в которую включен АРУ. С помощью штурвала 2 механизм 1 поворачивается вокруг оси 3. При этом через шток 4 и специальную кинематическую связь 5 перемещается поршень золотника 6 гидроусилителя. Золотник обеспечивает перемещение сервопоршня 7, поворачивающего стабилизатор 9 самолета. Одновременно серво-поршень через тягу 8 перемещает золотник 6 в сторону перекрытия его выходных отверстий, осуществляя жесткую отрицательную обратную связь в системе гидроусилителя.

При повороте механизма / сжимается пружина, загрузочного механизма 10, обеспечивая загрузку ручки управления силой, пропорциональной отклонению ручки от нейтрального положения. Цилиндр загрузочного г:тханизма 10 жестко связан со штоком механизма триммерного эффекта (МТЭ). Корпус электродвигателя механизма МТЭ закреплен на корпусе самолета. Изменяя положение штока МТЭ, можно изменять координату нейтрального положения пружины и снимать усилие с ручки управления самолетом при данном режиме полета. Управление механизмом МТЭ производится от переключателя Я, расположенного на штурвале-

272

При малой величине скоростного напора связь механизма / и f поршня золотника 6 осуществляется рычагом, плечо L которого \ максимально и равно L ; передаточный коэффициент k_c будет I максимальным. При этом пружина загрузочного механизма воз-\ действует на штурвал управления через рычаг, плечо которого I минимально и равно L_L . Поэтому к штурвалу при его перемещении прикладывается минимальное усилие загрузки от пружины.



От приемника ПВД полное и статическое давление подводятся к блоку управления БУ. С увеличением скоростного напора q блок управления включает электродвигатель механизма АРУ. Электродвигатель перемещает шток 4, уменьшая плечо L и увеличивая плечо l . Одновременно с помощью потенциометра ПОС обратной связи уменьшается величина сигнала, получаемого в блоке управления. Когда сигнал станет равным нулю, движение штока 4 прекратится. При некоторой величине скоростного напора плечо L будет иметь минимальную величину L_2 , а плечо l — максимальную величину l_2 .

Меньшей величине плеча L соответствует и меньший передаточный коэффициент k_c от штурвала к поршню золотника 6 и, следовательно, к стабилизатору. Большой величине плеча l соответствуют большее значение передаточного коэффициента от штурвала к пружинному загрузочному механизму и, следовательно, большее усилие на штурвале.

273

Указанный закон регулирования обеспечивается с помощью блока управления БУ (рис. 9.18). В этом блоке располагаются поляризованное реле, мембранный датчик скоростного напора и anerоидный датчик высоты, с которым связаны щетки потенциометра n_q скоростного напора и потенциометра $П_n$ высоты.

Потенциометры $П_0$, $П_n$ и потенциометр ПОС обратной связи, расположенный в механизме АРУ, образуют мостиковые схемы, на выходах которых включены обмотки W_1 и w_2 поляризованного реле. Последнее управляет двумя реле 1Р и 2Р, которые включают и выключают электродвигатель механизма АРУ.

Схема работает следующим образом. При включении выключателя К в положение «Автомат» напряжение подводится к схеме автоматики АРУ. Если скоростной напор q отсутствует, то потенциал точки n больше потенциала точки m и по обмотке W_1 поляризованного реле протекает ток от точки n к точке m . При этом якорек поляризованного реле замыкает свои контакты РП₂, включая обмотку реле 2Р. Реле 2Р своими контактами включает цепь электродвигателя ЭД механизма. Если плечо L механизма максимально, то концевой выключатель КВ₂ размыкает цепь электродвигателя.

С ростом скоростного напора щетка потенциометра $П_n$ перемещается в направлении стрелки (вниз); разность потенциалов между точками n и m уменьшается. При скоростном напоре q , соответствующем приборной скорости полета 450 км/час, разность потенциалов равна нулю и якорек поляризованного реле становится в нейтральное положение. При дальнейшем росте величины напора q потенциал точки m становится больше потенциала точки n и по обмотке W_2 поляризованного реле протекает ток в направлении от точки m к точке n . Поляризованное реле замыкает свои контакты РП₁, включающие обмотку реле 1Р. Контакты 1Р через концевой выключатель КВ₁ включают электродвигатель ЭД механизма АРУ. Последний вызывает уменьшение плеча L на 30-градусник управления стабилизатором. Одновременно перемещается щетка потенциометра ПОС обратной связи (точка m) вниз. Когда разность потенциалов между точками n и m становится равной нулю, поляризованное реле размыкает свои контакты и электродвигатель останавливается. При дальнейшем увеличении скоростного напора автомат работает аналогичным образом. Щетка m потенциометра ПОС с ростом скоростного напора перемещается вниз вслед за щеткой n потенциометра $П_n$ до тех пор, пока концевой выключатель КВ₁ не разомкнет цепь электродвигателя ЭД. На высотах полета $H < 5000$ м потенциал точки n больше, чем потенциал точки m , но ток в обмотке W_2 поляризованного реле не протекает, так как этому препятствует вентиль В.

Пусть при скоростном напоре q_2 щетки потенциометров ПОС $П_0$ занимают положения m' и n' . С увеличением высоты щетка потенциометра $П_n$ перемещается вверх (по стрелке) и потенциал

очки / растет. На высоте $Я = 5000 м$ потенциал точки / становится

74

Вравным потенциалу точки n' . С дальнейшим увеличением высоты потенциал точки / становится больше потенциала точки n' и по обмотке w_2 поляризованного реле потечет ток в направлении от точки / к точке n' . Замыкаются контакты $РП_2$, и реле $2P$ своими контактами $2P_1$ через замкнутый концевой выключатель KB_2 включает электродвигатель ЭД механизма АРУ. Плечо L механизма увеличивается. Одновременно щетка потенциометра ПОС перемещается вверх и по обмотке W_1 увеличивается ток в направлении от точки m к точке n' . Магнитный поток обмотки W_1 направлен

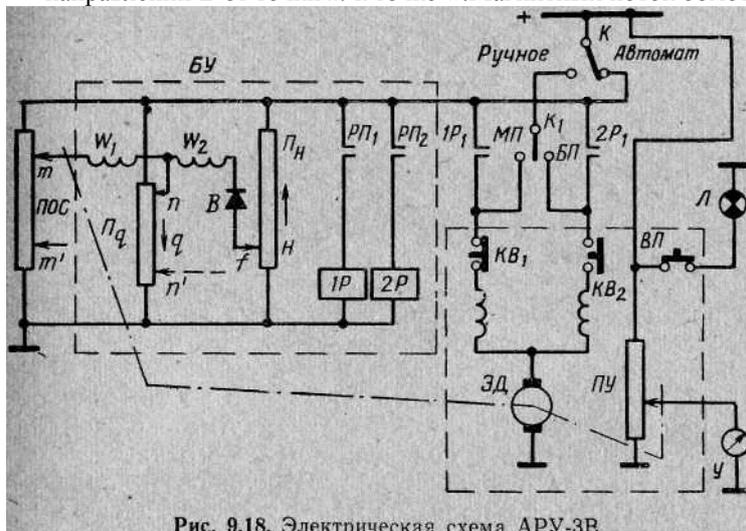


Рис. 9.18. Электрическая схема АРУ-3В

встречно потоку обмотки Дог. Когда потоки станут равными, якорек поляризованного реле станет в нейтральное положение и электродвигатель ЭД остановится. С дальнейшим увеличением высоты электродвигатель включается снова. Так происходит работа схемы вплоть до расчетной высоты $H_2 = 10\ 000 м$. С высоты H_2 плечо L становится максимальным и концевой выключатель KB_2 размыкается.

При отказе системы автоматического управления в схеме (рис. 9.18) предусмотрено ручное управление. Это достигается установкой переключателя $К$ в положение «Ручное» и включением нажимного переключателя $К_1$ на увеличение или уменьшение передаточного коэффициента АРУ.

При взлетном положении механизма АРУ замыкается концевой выключатель $ВП$ и горит сигнальная лампочка $Л$, расположенная на приборной доске летчика. С изменением плеча механизма АРУ перемещается щетка потенциометра $ПУ$, снимающая напряжение на указатель $У$ положения стабилизатора. С уменьшением плеча L стрелка указателя положения перемещается в направлении движения стрелки часов.

275



ис. 9.19. Схема отсчета показаний указателя АРУ

Особенности эксплуатации АРУ. Автомат регулирования управления является важным автоматическим устройством, включенным в систему ручного управления самолетом. Отказ его иногда, особенно при посадке, может вызвать аварийную ситуацию. Поэтому в процессе эксплуатации самолета этому устройству следует уделять особое внимание.

Во время предварительной подготовки самолета производится южная проверка технического состояния АРУ, программы его работы с помощью переносной установки, позволяющей имитировать

одновременно скоростной напор и разрежение в системе ПВД самолета.

Во время проверок системы АРУ на земле должно быть создано давление в самолетной гидросистеме. При отсутствии этого давления могут быть погнуты тяги, соединяющие шток механизма АРУ с золотником гидроусилителя.

При предполетной подготовке необходимо убедиться в исправности системы АРУ. Для этого переключателями $К$ и $К_1$ (рис. 9.18) проверяются цепи ручного управления. Затем механизм АРУ уста-

навливается в положение малого плеча и переключатель K ставится в положение «Автомат». Механизм АРУ должен автоматически устанавливаться в положение большого плеча.

В полете следует периодически контролировать правильность работы АРУ. Проверка производится по сопоставлению показаний указателя АРУ с показаниями указателей высоты и приборной скорости полета. Когда шток механизма АРУ выпущен, стрелка указателя АРУ находится в крайнем левом положении (рис. 9.19). По мере уборки штока стрелка прибора поворачивается вправо. Если высота полета меньше 5000 м, то стрелка указателя АРУ должна примерно правильно показывать по шкале скорости значение действительной приборной скорости полета. Если высота H полета больше 5000 м, то стрелка указателя дает приблизительно верные значения приборной скорости в диапазоне шалы, ограниченной значением 450 км/час и линией OA , проходящей через деление H шкалы высоты.

При значительных отклонениях показаний прибора АРУ и указателя приборной скорости следует перейти на ручное управление АРУ. На ручное управление необходимо перейти также, если при посадке летчик вынужден создавать большие усилия на штурвале.

76

ГЛАВА 10

СИСТЕМЫ КИСЛОРОДНОГО ПИТАНИЯ И ВЫСОТНОГО

СНАРЯЖЕНИЯ ЭКИПАЖЕЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ

АППАРАТОВ

§ 10.1. УСЛОВИЯ И СПОСОБЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ЖИЗНЕДЕЯТЕЛЬНОСТИ ЭКИПАЖА ПРИ УВЕЛИЧЕНИИ ВЫСОТЫ ПОЛЕТА

Влияние парциального давления кислорода на жизнедеятельность человека. Состав атмосферного воздуха до высоты 30 км практически остается неизменным: 78,04% азота, 20,93% кислорода, 0,03% углекислоты и менее 1% других газов. Однако уже с высот 2,5—3 км человеческий организм начинает ощущать недостаток кислорода во вдыхаемом воздухе, несмотря на то, что общее количество вдыхаемого в единицу времени воздуха может оставаться постоянным (за счет увеличения частоты дыхания и глубины вдоха). Объясняется это тем, что для дыхания оказывается наиболее существенным парциальное давление кислорода, а не его процентное содержание.

Под парциальным давлением кислорода (как и любого другого газа) понимается то давление кислорода, которое приходится на его долю из давления общей газовой смеси. Другими словами, если из данного замкнутого объема атмосферного воздуха, имеющего давление p , удалить все газы, кроме кислорода, то давление в данном объеме уменьшится до величины p_0 парциального давления кислорода. Это давление кислорода и воздействует на организм человека, находящегося в атмосфере. Чем больше величина парциального давления, тем большим количеством кислорода насыщается кровь человека.

Как известно, с увеличением высоты полета уменьшается величина атмосферного давления воздуха и, следовательно, уменьшается парциальное давление кислорода. Это, в свою очередь, уменьшает насыщение крови членов экипажа кислородом. На высотах полета свыше 4—5 км у человека начинается кислородное голодание, в результате чего время пребывания на этих высотах ограничено.

277

Парциальное давление p_{O_2} кислорода во вдыхаемом воздухе с учетом упругости водяных паров на входе в легкие определяется зависимостью (10.1)

где

K_{O_2} — процентное содержание кислорода в воздухе;

p_H — барометрическое давление (в мм рт. ст.) воздуха, которым дышит человек на высоте H ;

p_{47} — парциальное давление (в мм рт. ст.) водяных паров в альвеолах легких человека; это давление не зависит от высоты полета, поскольку температура тела человека и, следовательно, давление насыщенных паров постоянны.



В нормальных условиях ($K_{O_2} = 21\%$, $p_n = 760$ мм рт. ст.) парциальное давление кислорода во вдыхаемом воздухе равно

Парциальное давление кислорода в альвеолах легких будет меньше 150 мм рт. ст. из-за меньшего процентного содержания кислорода в альвеолярном воздухе. Зависимость величины парциального давления кислорода на входе в легкие от высоты по-эта в разгерметизированной кабине приведена на рис. 10.1 (кривая 1).

На основании физиологических исследований установлено, что минимально допустимым парциальным давлением кислорода является давление 80 мм рт. ст., когда кровь насыщается кислородом лишь на 80—85% величины нормального насыщения. Такое давление соответствует высоте 4500 м. При дальнейшем увеличении высоты в организме человека будут происходить серьезные функциональные расстройства, которые связаны с явлением ги-

поксии, т. е. с кислородной недостаточностью. Эти расстройства могут проявляться различным образом. Обычно сначала человек ощущает общую слабость, затем развивается моральная и физическая апатия, появляется шум в ушах, учащается пульс и частота дыхания. Часто эти явления человек не замечает, не принимает соответствующих мер и в результате длительного кислородного голодания возникает потеря сознания; при этом возможны смертельные исходы. Поэтому высота 4000—4500 м является физиологической границей для полетов человека в открытой кабине.

В настоящее время принимается, что парциальное давление кислорода во вдыхаемом воздухе должно быть не менее 98 мм рт. ст. Тогда будет обеспечена нормальная жизнедеятельность организма в течение достаточно длительного времени полета. Такому давлению соответствует высота полета в разгерметизированной кабине, равная 3000 м.

Из зависимости (10.1) следует, что если во вдыхаемом воздухе искусственно увеличивать процентное содержание K_{O_2} кислорода, то с увеличением высоты парциальное давление можно поддерживать постоянным.

Величина K_{O_2} процентного содержания кислорода для получения постоянного значения парциального давления $p_{O_2} = 150$ мм рт. ст. определяется из зависимостей (10.1) и (10.2) следующим образом:

(10.3)

Однако на высоте $H=10$ км ($p_n = 197$ мм рт. ст.) величина K_{O_2} становится равной 100%. При дальнейшем увеличении высоты парциальное давление начинает уменьшаться (кривая 2 на рис. 10.1). На высоте 12 000 м парциальное давление вдыхаемого чистого кислорода становится равным 98 мм рт. ст.; при этом атмосферное давление равно 145 мм рт. ст. Высота 12 000 м является физиологической границей высот полетов, если дыхание осуществляется чистым кислородом при окружающем атмосферном давлении. Дальнейшее увеличение высоты полета становится возможным только в том случае, если давление вдыхаемого кислорода поддерживается равным не менее 98 мм рт. ст.

Влияние пониженного атмосферного давления на жизнедеятельность человека. С ростом высоты «полета» на состояние организма оказывает влияние также изменение величины атмосферного давления, действующего непосредственно на тело человека. Так, с уменьшением давления уменьшается количество газов, содержащихся в жидкостях организма.

На высотах более 8000 м начинается переход азота из растворенного состояния в тканях в газообразное, которое сопровождается болями в суставах и тканях. Боли возникают в результате

$$p_{O_2} = \frac{K_{O_2} (p_n - 47)}{100},$$

$$(p_{O_2})_0 = \frac{21(760 - 47)}{100} = 150 \text{ мм рт. ст.}$$

$$K_{O_2} = \frac{21(760 - 47)}{p_H - 47} = \frac{150}{p_H - 47} \cdot 100\%$$

механического давления пузырьков газа на нервные окончания -гли £ результате закупорки этими пузырьками мелких кровеносных сосудов. Для уменьшения действия азота перед высотными полетами можно освобождать организм от азота (десатурация) путем вдыхания чистого кислорода в течение 40—60 мин.

При дыхании чистым кислородом парциальное давление азота в альвеолярном воздухе быстро уменьшается. Азот из крови переходит в альвеолярный воздух и при каждом выдохе удаляется в атмосферу. Возвратившись в ткани, кровь снова насыщается азотом, затем снова поступает в легкие, где продолжается процесс десатурации.

В условиях разреженной атмосферы может произойти закипание крови и других имеющихся в организме жидкостей, сопровождаемое массовым парообразованием в тканях и полостях организма. Это происходит при давлении 47 мм рт. ст., что соответствует приблизительно высоте 19 000 м.

Из-за рассмотренных явлений время возможного пребывания человека на высотах более 12 000 м резко ограничивается. Время, в течение которого человек сохраняет сознание с момента разгерметизации кабины, называется резервным. Средние значения того времени даны в табл. 10.1.

Высота, км	14	14,5	15	16
Время, сек	180	60	30	15

В течение этого резервного времени экипаж может принять определенные меры к спасению.

Таким образом, из-за минимально допустимых давлений вдыхаемого кислорода и давления атмосферы непосредственно на человека человек не может существовать при давлениях среды, соответствующих высотам более 12 000 м.

Влияние скорости изменения давления воздуха на жизнедеятельность человека. В полете возможны резкие изменения давления воздуха в кабине самолета вследствие или разгерметизации кабины, или быстрых изменений высоты полета. При этом происходит запаздывание выравнивания давления газов и паров в закрытых полостях организма с давлением окружающей атмосферы, в результате человек начинает ощущать признаки декомпрессионной болезни: боли в полостях среднего уха, лобной пазухи, живота. При быстром подъеме с малых высот на высоты более 8 км наступает резкое выделение азота из жидкостей организма, вызывающее дополнительные боли. Мгновенная разгерметизация кабины (взрывная декомпрессия) на высотах более 12 км может

¹ вызвать повреждение легких и кровеносных сосудов из-за наличия в них избыточного давления.

Влияние перегрузок, возникающих при полете с ускорениями.

Воздействующие в полете на человека перегрузки делятся на продольные и поперечные.

Положительные продольные перегрузки направлены вдоль позвоночника человека от головы к ногам.

Отрицательные — в обратном направлении.

Наиболее плохо человек переносит отрицательные перегрузки. Так время до полной потери сознания при действии на человека положительной продольной перегрузки величиной bg достигает 30 сек, а той же отрицательной перегрузки — только 0,5 сек.

Организм человека наиболее устойчив к поперечным перегрузкам, действующим в направлении от спины к груди: в течение 30 сек в этом направлении допустимы ускорения до $10g$.

Способы обеспечения жизнедеятельности экипажа при полетах на больших высотах. Из вышеизложенного следует, что на больших высотах возможно подниматься только в герметических кабинах, или в специальных скафандрах, где поддерживаются абсолютное давление на уровне, соответствующем высоте полета до 12 000 м, нормальные температура и влажность воздуха.

В полете возможна разгерметизация кабины на высотах, превышающих 12 000 м. Для спасения членов экипажа в этом случае необходимо создавать избыточное давление кислорода непосредственно в легких с помощью специального кислородного прибора. Это дает некоторый запас времени для снижения до безопасной высоты. Однако и здесь существуют определенные ограничения. Так если избыточное давление в легких превышает 25 мм рт. ст. (для высот более 13 000 м), то появляется нарушение ритма дыхания. Это объясняется тем, что вследствие разности давлений в легких и в атмосфере межреберные двигательные

мышцы не могут свободно справляться с нагрузкой и выдох становится затруднительным. Необходимо помочь мышцам обеспечить выдох из легких. Для этого специальными надувными жилетами можно создать внешнее давление на поверхности груди и живота, равное по величине избыточному давлению в легких. Применение компенсирующего жилета позволило повысить избыточное давление в легких до 40 мм рт. ст., что соответствует полету в разгерметизированной кабине на высотах 14 000—15 000 м.

Для сохранения удовлетворительной работоспособности летчика на высотах более 15 000 м необходимо дальнейшее повышение давления кислорода в легких. При избыточном давлении в легких более 40 мм рт. ст. кровеносные сосуды конечностей (вены) не смогут противостоять соответствующему повышенному давлению крови и расширяются, вследствие чего в конечностях образуются застои крови. Нарушается подача крови к жизненно важным органам. Таким образом, возникла необходимость в разработке дополнительного снаряжения, которое должно создавать

281

механическое давление не только на грудь и живот, но и на конечности. Таким устройством является высотный компенсирующий костюм ВКК.

Компенсирующий костюм с кислородной маской позволяет повысить избыточное давление в легких до 75 мм рт. ст., так как при большем давлении на некомпенсированных областях тела (шея, большая часть головы) возникают значительные местные нарушения кровообращения. На высотах более 18 000 м они настолько возрастают, что вызывают отеки век, слезотечение и резкое набухание шеи.

Более эффективным средством оказалось применение компенсирующего костюма в комплекте с герметическим шлемом вместо маски. Применение компенсирующего костюма с герметическим шлемом создает условия, позволяющие поддерживать в подмасочном пространстве избыточное давление до 145 мм рт. ст., т. е. в этом случае человек способен находиться на любой высоте достаточно долгое время. Таким образом, для высотных полетов на летательных аппаратах необходимы следующие средства жизнеобеспечения и спасения летных экипажей:

- герметические кабины с системами кондиционирования воздуха — для создания микроклимата;
- система кислородного питания — для поддержания заданного парциального давления кислорода во вдыхаемом воздухе, если оно в атмосфере кабины становится ниже нормы;
- система парашютного кислородного питания — для питания кислородом экипажа при вынужденном покидании самолета на большой высоте полета;
- скафандры — для обеспечения длительного полета человека в условиях разгерметизированной кабины на высотах, свыше 12 000 м и для защиты его от значительных отклонений температуры окружающей среды;
- компенсирующие устройства — для создания избыточного давления на тело человека в целях обеспечения ему возможности снижения до безопасной высоты полета после разгерметизации кабины (если отсутствует скафандр);
- противоперегрузочные устройства — для защиты человека от влияния перегрузок, возникающих при ускорениях летательного аппарата.

§ 10.2. ТРЕБОВАНИЯ К СИСТЕМАМ КИСЛОРОДНОГО ПИТАНИЯ И ВЫСОТНОГО СНАРЯЖЕНИЯ И ПРИНЦИПЫ ИХ ПОСТРОЕНИЯ

Системы кислородного питания и высотного снаряжения экипажей летательных аппаратов служат для поддержания заданных величин парциального давления кислорода во вдыхаемом воздухе при уменьшении этого давления в атмосфере с увеличением высоты полета. Помимо общих требований, предъявляемых к авиа-

282

Воздушному оборудованию, к кислородным системам самолетов предъявляется ряд специфических требований:

1. Парциальное давление кислорода до высот полетов 10 000 м должно автоматически поддерживаться равным 150 мм рт. ст.; на I высотах 10 000—12 000 м дыхание должно производиться чистым I кислородом при давлении не ниже 98 мм рт. ст. (здесь и в дальнейшем под высотой полета понимается высота, которая соответствует давлению воздуха в кабине летательного аппарата).
2. На высотах полета более 12 000 м должно обеспечиваться I избыточное давление в легких и компенсация этого давления с I помощью компенсационного костюма; при этом необходимые Bell личины избыточного и компенсационного давлений должны устанавливаться автоматически в зависимости от высоты полета.
3. При разгерметизации кабины на высотах полета более (12 000 м время создания избыточного и компенсационного давлений не должно превышать 2—3 сек, причем создание избыточного ;давления в легких допускается только после создания компенсирующего давления. Последнее требование обеспечивает защиту (легких от травмирования при появлении перепада давлений между легкими и

поверхностью тела человека.

4. Система должна обеспечить питание членов экипажа кислородом в случае покидания ими летательного аппарата.
5. Системы кислородного питания должны быть экономичными в расходовании кислорода.
6. Устройства подачи кислорода к членам экипажа должны обеспечивать минимальное сопротивление вдоху (не более 15—40 мм рт. ст.); в противном случае процентное содержание кислорода в альвеолярном воздухе уменьшается.

Рассмотрим принципы построения систем кислородного питания, которые соответствуют отдельным или всем указанным выше требованиям.

В зависимости от способа подачи кислорода к органам дыхания различаются системы кислородного питания непрерывной, прерывной и комбинированной подачи.

В системе кислородного питания непрерывной подачи кислород, содержащийся под большим давлением в специальных сосудах — баллонах, через редуктор подводится к регулятору непрерывной подачи и далее — к кислородной маске члена экипажа. Данная система является разомкнутой системой автоматического регулирования с коррекцией по высоте полета: количество подаваемого в кислородную маску кислорода возрастает с увеличением высоты полета.

Подобные системы подачи кислорода являются неэкономичными, поскольку расход кислорода значительно превышает потребности для дыхания. Однако они используются для питания кислородом пассажиров военно-транспортных самолетов, членов экипажа при полете в разгерметизированной кабине, при покидании ими летательного аппарата на большой высоте.

283

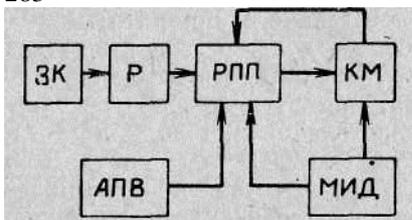


Рис. 10.2. Блок-схема системы кислородного питания прерывной подачи

В системе кислородного питания прерывной подачи (рис. 10.2) из сосуда запаса *ЗК* через редуктор *Р* кислород подводится к регулятору прерывной подачи *РПП*, который обеспечивает подачу кислорода в маску *КМ* только в момент вдоха в соответствии с потребной величиной легочной вентиляции. Это достигается с помощью обратной связи, которая осуществляется управляющим

воздействием легких человека на регулятор подачи.

Для экономного расходования кислорода и поддержания постоянной величины его парциального давления во вдыхаемом воздухе до высоты 10 000 м работа регулятора корректируется с помощью автомата подсоса воздуха *АПВ*. Этот автомат с увеличением высоты полета постепенно уменьшает подачу воздуха к маске, вследствие чего подача кислорода увеличивается. На высоте 10 000 м автомат подсоса полностью прекращает доступ атмосферного воздуха и к маске подводится только чистый кислород.

В полете могут быть нарушения герметичности магистрали, подающей кислород к маске. Причиной появления негерметичности может быть неплотное прилегание маски к лицу члена экипажа. В результате возникает подсос воздуха из атмосферы. На высотах более 4000 м это приводит к уменьшению парциального давления кислорода во вдыхаемом воздухе и к появлению кислородного голодания, вследствие которого может быть потеря сознания членами экипажа. Чтобы исключить подобные явления, в системе устанавливается механизм малого избыточного давления *МИД*, который корректирует работу регулятора таким образом, что в маске поддерживается небольшое (около 3 мм рт. ст.) избыточное давление кислорода. В местах нарушения герметичности кислород из-за наличия избыточного давления вытекает в атмосферу, не допуская атмосферный воздух в систему.

Рассмотренная система прерывной подачи обеспечивает нормальное питание кислородом экипажа при полетах только до высот 12 000 м. Поэтому она непригодна для полета в разгерметизированной кабине на больших высотах. Для этих целей используется система кислородного питания комбинированной подачи, в которой сочетаются свойства систем непрерывной и прерывной подачи кислорода. В систему включается также высотный компенсирующий костюм (*ВКК*), обеспечивающий создание внешнего давления на тело человека при низких атмосферных давлениях. К такой комбинированной системе относится комплект кислородного оборудования (*ККО*) современного высотного самолета, блок-схема которого изображена на рис. 10.3.

284

При полетах на высотах до 12 000 м в работе участвуют элементы *ККО*, обведенные штрих-пунктирной линией на схеме: регулятор прерывной подачи, маска и регулятор малого избыточного давления (отдельно на схеме не показан), автомат подсоса воздуха (до высоты 10 000 м).

Регулятор избыточного давления воздействует на регулятор прерывной подачи и на клапан выдоха

кислородной маски. Этим, как будет показано в § 10.3, обеспечивается создание избыточного давления в маске.

При разгерметизации кабины на высоте более 12 000 м ККО автоматически переключается на режим комбинированной подачи с избыточным давлением, величина которого зависит от высоты полета. В работе участвуют все элементы блок-схемы, кроме аварийного- регулятора подачи и автомата подсоса воздуха. В момент переключения анероидный пускатель открывает доступ кислорода к регулятору непрерывной подачи. При этом сразу же открываются магистрали большой и малой подачи кислорода в камеры ВКК и включается пневматическое реле времени. Камеры заполняются в течение 1—2 сек, после чего реле времени выключает магистраль большой подачи и включает регулятор избыточного давления на создание определенного избыточного давления в легких. При легочной вентиляции до 20 л/мин регулятор прерывной подачи кислорода в работе не участвует,

285

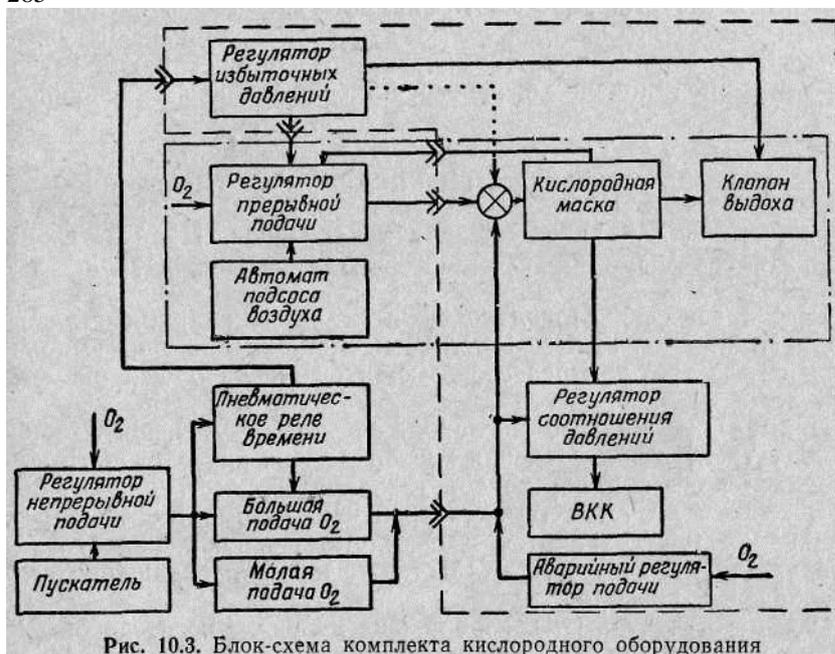


Рис. 10.3. Блок-схема комплекта кислородного оборудования

регулятор соотношения давлений поддерживает заданное значение соотношения между избыточным давлением в легких и внешним давлением ВКК на тело человека. Регулятор прерывной подачи вступает в работу только в те моменты, когда регулятор непрерывной подачи не может обеспечить легочную вентиляцию, т. е. когда для дыхания требуется расход кислорода более 20 л/мин.

При покидании членом экипажа самолета происходит разъединение элементов аварийной кислородной системы и бортовой системы с помощью специального разъема (на блок-схеме показано условными знаками разъемов). Элементы аварийной кислородной системы обведены на блок-схеме пунктирной линией. Регулятор избыточного давления в этом случае воздействует не на регулятор прерывной подачи, а непосредственно на вход кислородной маски.

§ 10.3. ЭЛЕМЕНТЫ СИСТЕМ КИСЛОРОДНОГО ПИТАНИЯ

Устройства для хранения запаса кислорода. На летательных аппаратах кислород может храниться как в газообразном, так и в жидком виде;

Газообразный кислород содержится в специальных стальных баллонах под давлением 150 кг/см². Баллоны обычно выполняются в виде трех-четырех сообщающихся шаров общей емкостью 2—4 л.

Применение жидкого кислорода позволяет уменьшить общий объем устройств для хранения кислорода, так как один литр жидкого кислорода при переходе в газообразное состояние с давлением 760 мм рт. ст. и температурой 0°С занимает объем 790 л. Жидкий кислород хранится в самолетных кислородных газификаторах (СКЖ), которые служат также и для превращения его в газообразный кислород.

Схема устройства СКЖ изображена на рис. 10.4. Основой СКЖ служит сосуд Дюара, состоящий из двух оболочек 3 и 5, выполненных из алюминиевого сплава АМЦ. Пространство между оболочками заполняется специальной порошковой теплоизоляцией — аэрогелем. После откачки воздуха это пространство герметизируется от внешней среды. Внутри сосуда располагается металлическая сфера 6, которая вместе с внутренней оболочкой 5 образует обкладки конденсатора. Емкость этого конденсатора зависит от уровня столба жидкого кислорода, заполняющего зазор между обкладками, т. е. от количества жидкого кислорода в сосуде. Указанный конденсатор служит датчиком измерителя величины запаса кислорода.

Величина емкости конденсатора измеряется с помощью измерительного блока 18 и указателя 19, шкала градуируется в единицах веса кислорода, содержащегося в сосуде.

Сосуд и все элементы газификатора закрепляются в цилиндрическом корпусе, который на схеме не показан, 286

Для включения газификатора в работу открывается вентиль // и переключатель 9 ставится в положение «Г» («Газификация»). При этом открывается и устанавливается на защелку электромагнитный клапан 15 и жидкий кислород самотеком через змеевик 17 поступает к змеевику 10 испарителя. Через кожух 12 змеевика продувается горячий воздух, имеющий температуру 80—100°C, обеспечивая испарение жидкого кислорода. После вентили-

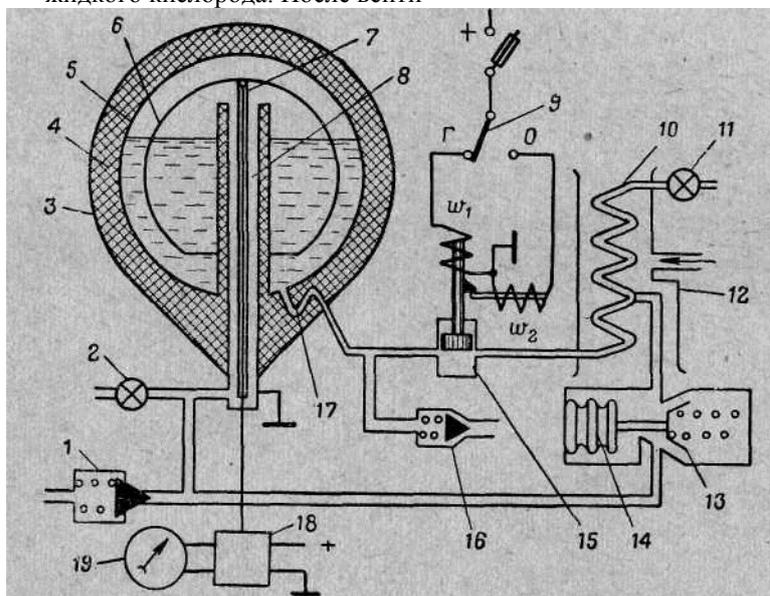


Рис. 10.4. Устройство самолетного кислородного газификатора:

1 — предохранительный клапан; 2 и 11 — вентили; 3 и 5 — оболочки; 6 — металлическая сфера (электрод измерителя); 7 — вывод измерителя; 8 — трубка; 9 — переключатель; 10 и 17 — змеевики; 12 — кожух; 13, 15 и 16 — клапаны; 14 — сифон; 18 — измерительный блок; 19 — указатель

ля 11 газообразный кислород поступает в кислородную магистраль питания экипажа. Через открытый клапан 13, центральную трубку 8 газообразный кислород частично поступает в сосуд, заполняя пространство над зеркалом жидкого кислорода. В результате давления кислорода в сосуде и испарителе выравниваются.

Если давление кислорода превысит 9,5 атм, то сифон 14 сжимается, а клапан 13 под действием пружины закрывает доступ газообразного кислорода в трубку 8 и в сосуд. Поскольку давление в сосуде становится меньше, чем в змеевике 10 испарителя, слив кислорода из сосуда прекращается. На случай чрезмерного повышения давления в газификаторе устанавливается предохранительный клапан /.

Для выключения газификатора переключатель 9 ставится в положение «О» («Отключено»). Этим обмотка $a \setminus$ электромагнитного

287

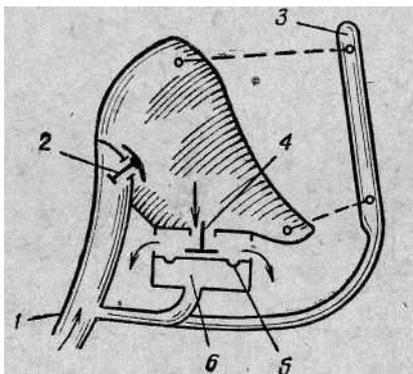


Рис. 10.5. Устройство кислородной маски:

1 — шланг; 2, 4 — клапаны; 3 — компенсатор натяга; 5 — мембрана; 6 — полость мембраны

клапана обесточивается, а обмотка w_2 , втягивая шток электромагнита, снимает клапан 15 с защелки. Клапан 15 закрывается.

Заливка жидкого кислорода в сосуд производится через специальный штуцер с обратным клапаном 16. При этом должен быть открыт вентиль 2.

На самолетах некоторых типов применяются кислородные газификаторы другой конструкции, называемые приборами жидкого кислорода КПЖ-30. Цифра 30 указывает на количество килограммов кислорода, которое практически может быть получено из этого

газификатора. Заливается в него 32 кг кислорода.

В отличие от СКГ над сосудом Дюара газификатора КПЖ-30 располагается кольцевой испаритель («ресивер»), а не змеевик испарителя (позиция 10 на рис. 10.4). Количество кислорода в сосуде измеряется с помощью измерителя давления столба залитой жидкости и дистанционной сельсинной или магнесинной передачи к указателю.

Недостатком систем с жидким кислородом являются непрерывные потери кислорода в результате его испарения. В зависимости от типа сосуда потери кислорода составляют 0,07—0,2 кг/час. **Кислородная маска.** Она служит для подачи обогащенного кислородом воздуха или чистого кислорода к дыхательным путям, изолируя их от окружающей среды.

Существуют кислородные маски нескольких типов. На рис. 10.5 приведена схема наиболее совершенной из них, обеспечивающей создание избыточного давления вдыхаемой воздушно-кислородной смеси или кислорода.

Маска закрывает нос и нижнюю часть лица, удерживаясь с помощью лямок и затылочного компенсатора 3 натяга.

При вдохе в полости маски возникает разрежение и клапан 2, открываясь, пропускает кислород из гофрированного шланга 1 в полость маски. Клапан 2 будет открыт в любом случае, если давление в полости маски меньше давления в шланге.

При выдохе клапан 2 закрывается, а клапан 4 под действием давления выдоха преодолевает усилие мембраны 5 и открывается, выпуская выдыхаемый воздух наружу.

Для того чтобы не допустить открытия клапана 4 в результате воздействия на него создаваемого в маске избыточного давления, клапан выдоха делается компенсированным. Компенсация от влияния избыточного давления обеспечивается тем, что последнее воз-

288

действует на клапан с обеих сторон. С этой целью в полость 6 мембраны 5 подводится из шланга / то же избыточное давление, *что и в маску. Площади мембраны и клапана выбираются таким [образом, чтобы силы давления на клапан со стороны полости **Васки** и со стороны мембраны уравнивали друг друга. В этом случае силам давления выдоха будет препятствовать только сила, обусловленная упругими свойствами мембраны. Чем выше избыточное давление в маске, тем с большей силой клапан 4 прижимается мембраной 5 к седлу, однако сопротивление выдоху остается почти неизменным.

Для того чтобы не допустить отрыва маски от лица под действием избыточного давления, последнее подводится в резиновую камеру, затылочного компенсатора 3 натяга лямок. Чем больше Величина избыточного давления, тем больше раздувается камера компенсатора, увеличивая силы натяжения лямок.

Существуют маски также более простой конструкции, которые используются на военно-транспортных самолетах для кислородного питания перевозимого личного состава десантных войск.

Кислородная маска является снаряжением индивидуального пользования. Она подбирается и подгоняется заранее к лицу (к шлемофону или защитному шлему). Особое внимание необходимо обращать на чистоту и исправность дыхательных клапанов и мест присоединения шлангов. Хранятся маски в сухих помещениях с температурой + (5-10)°C.

Компенсирующая одежда (КО). Она используется в тех кислородных системах, в которых предусмотрена подача кислорода в легкие человека под избыточным давлением. Компенсирующая одежда создает внешнее давление на все участки тела человека, (примерно равное избыточному давлению в легких, чем обеспечивается безопасное пребывание человека на высоте более 12 км при разгерметизации кабины. Хотя случаи разгерметизации кабины являются аварийными, компенсирующая одежда должна быть на членах экипажа самолета в течение всего времени полета и часто значительное время до полета. Поэтому к компенсирующей одежде предъявляется требование минимального стеснения движений и максимального приближения к гигиеническим показателям обычной одежды.

Эти требования удовлетворяются применением специального натяжного устройства, автоматически натягивающего оболочку компенсирующей одежды лишь при необходимости создания избыточного давления в легких.

В настоящее время получили распространение три способа создания внешнего давления на тело компенсирующей одеждой:

— обжатие тела тканью костюма;

- обжатие тела с помощью пневматических камер;
- комбинированное обжатие, при котором обжатие туловища осуществляется с помощью пневматических камер, а конечностей — посредством натяжения ткани костюма.

289

При обжатии тела тканью костюма оболочка, охватывающая тело, может натягиваться с помощью петель из тесьмы. Внутри петель по всей длине одежды проходит шланг — камера, в которую под определенным давлением подается кислород. На костюме имеется шнуровка для его индивидуальной подгонки. Для надевания и снятия зашнурованного костюма на штанинах и рукавах имеются разрезы с застежками «молния».

Если давление в камере отсутствует, то оболочка костюма свободно облегает тело, не стесняя рабочих движений человека. При наличии давления камера увеличивается в диаметре и натягивает петли, которые в свою очередь натягивают тканевую оболочку костюма. Давление p , действующее на тело (и равное избыточному давлению в легких), определяется соотношением

$$p = p_k \frac{r}{R},$$

(10.4)

где p_k — давление в камере — шланге; r — радиус камеры — шланга; R — радиус кривизны компенсируемого участка тела.

Из уравнения (10.4) следует, что для получения малогабаритных, не сковывающих движений человека костюмов, необходимо повышать давление в пневмокамерах натяжного устройства. Обычно выбирают $p_k = (3-10)P$.

Различие давлений в камерах натяжного устройства компенсирующей одежды и под маской требует применения специального регулятора соотношения давлений, который поддерживает заданное соотношение — во всем рабочем диапазоне изменений величины избыточного давления p в легких.

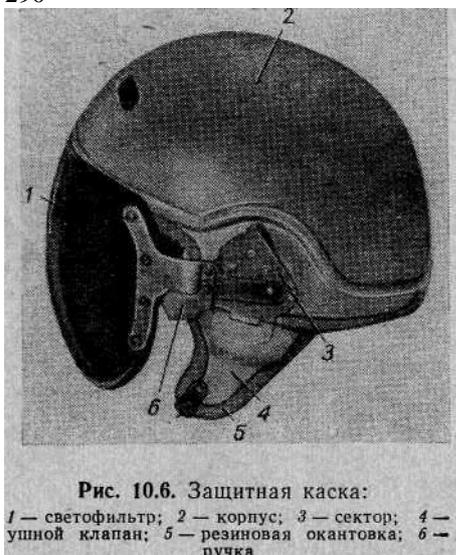
При обжатии тела пневматическими камерами последние помещаются между оболочкой костюма и телом человека. При определенных размерах камеры и создании в ней давления, равного избыточному давлению в легких, ткань костюма оказывает такое же давление на поверхность тела. Автоматическое регулирование давления в таких камерах костюма обеспечивается простым подсоединением их полости к шлангу кислородной маски.

Недостатком одежды с рассмотренной схемой ее натяжения является наличие газонепроницаемых камер, охватывающих значительную часть поверхности тела и ухудшающих гигиенические условия для человека. Однако она значительно меньше стесняет движения человека при нормальном полете в загерметизированной кабине, чем одежда с внешним натяжным устройством.

Перспективной является компенсирующая одежда с комбинированным обжатием поверхности тела, в которой используются оба рассмотренных выше способа обжатия.

К компенсирующей одежде прилагаются также пневматические камеры противоперегрузочных устройств. При возникновении больших перегрузок специальный акселерометр открывает клапан,

290



1-через который эти камеры наполняются сжатым воздухом, создавая добавочное давление на некоторые участки тела (живот, ноги).

Защитный шлем. Он является снаряжением летчика при полетах на сверхзвуковых самолетах. Шлем служит для защиты лица летчика от удара встречного потока воздуха в процессе катапультирования, а также для защиты головы от перегревания и ослепления лучами солнца или прожектора.

Защитный шлем включает в себя следующие конструктивно не связанные между собой части: защитную

каска, шлемофон с компенсатором натя-1га, кислородную маску.

Каска (рис. 10.6) состоит из корпуса 2, светофильтра /, откидывающихся ушных клапанов 4 с крючками для крепления подбородочного ремня • шлемофона, резиновой окантовки 5. С помощью ручки 6 и фиксирующего сектора 3 фильтр / может устанавли- ваться в открытое, закрытое и среднее положения.

Каска изготовлена из алюминиевого сплава. Внутри ка- ски имеется тонкий слой поролона для амортизации. В верхней части каски имеются три отверстия, которые устраняют возможность повышения давления под каской при катапультировании.

Шлемы берут двух размеров. Каска № 1 предназначена для размеров головы 54—58, а № 2 — для размеров 58—60.

Регуляторы подачи кислорода. В общем случае в одном кислородном приборе может быть объединено несколько регуляторов: регуляторы комбинированной подачи, малого и большого избыточного давлений, подсоса воздуха. Часто этот прибор называют легочным автоматом. Ниже рассматриваются конструкции и принципы работы наиболее распространенных кислородных приборов. *Кислородный прибор КП-32* (рис. 10.7) является регулятором непрерывной подачи кислорода и рассчитан на одновременное питание кислородом двадцати человек.

Когда кислород не поступает к прибору, под действием пружины 2 клапан 5 редуктора поднят. Открытием вентиля *B* обеспечивается доступ кислорода из сосуда через редуктор *KP* в полость 4 редуктора прибора. Под действием давления кислорода мембрана 3, преодолевая усилие пружины 2, прогибается вниз.

10*

291

При этом клапан 5 под действием пружины 6 перемещается тоже вниз и, когда давление в полости 4 достигнет величины 10 кг/см^2 , закрывает доступ кислорода в полость прибора. Если давление здесь окажется более 11 кг/см^2 (ввиду неисправности редуктора), то откроется предохранительный клапан 7.

До высоты 2000 м anerоидная коробка / сжата и клапан 9 под действием пружины 8 закрывает доступ кислорода от прибора в кислородную магистраль, подводящую кислород к маскам. На вы- соте 2000 м коробка / начинает освобождать пружину 12 и последняя через рычаг // поднимает клапан 9. Кислород поступает к маскам. Чем больше высота полета, тем больше открывается клапан 9, увеличивая подачу кислорода. О расходе кислорода сигнализирует индикатор ИК-32, поплавков которого при этом будет поднят вверх. Если давление в кислородной магистрали ока- жется слишком большим, то под действием его мембрана 10 прогнется вниз и клапан 9 закроется. Величина давления кислорода контролируется по манометру *M*.

В настоящее время в авиации используются парашютные кислородные приборы нескольких типов, из которых в данном учебнике рассматриваются наиболее распространенные: КП-23 и КП-27М. Остальные типы приборов принципиальных отличий не имеют.

Парашютный кислородный прибор КП-23 (рис. 10.8). Он служит для непрерывной подачи кислорода в кислородную маску члена экипажа при парашютировании с высот до 15 км, а также при отказе в работе бортовой кислородной системы, обеспечивая снижение до безопасной высоты. Хранится прибор КП-23 в парашютном ранце.

292

Двенадцать последовательно соединенных мельхиоровых бал-Бюнчиков составляют батарею, общая емкость которой равна 0,825 л Iпри давлении 150 кг/см^2 . Свитая в спираль капиллярная трубка / [■служит для понижения давления кислорода, поступающего из батареи баллончиков, до атмосферного.

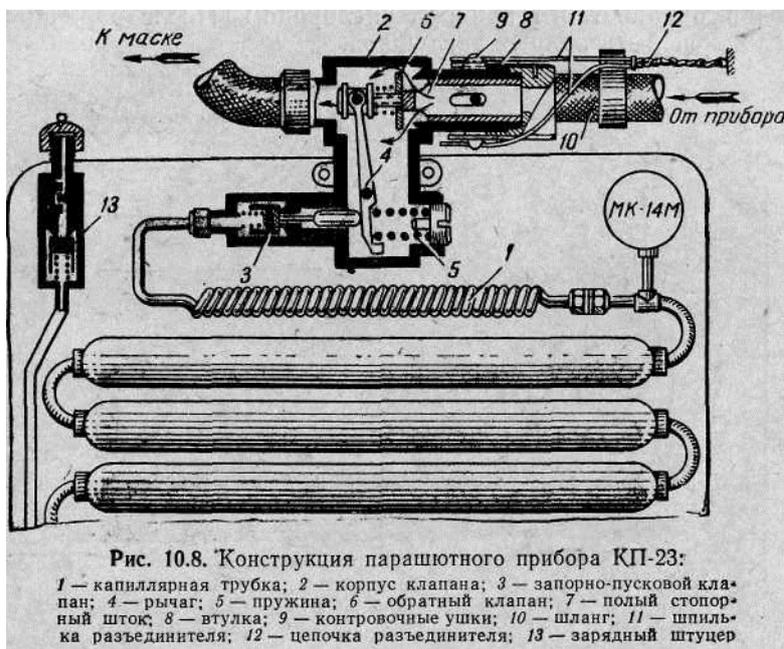


Рис. 10.8. Конструкция парашютного прибора КП-23:

1 — капиллярная трубка; 2 — корпус клапана; 3 — запорно-пусковой клапан; 4 — рычаг; 5 — пружина; 6 — обратный клапан; 7 — полый стопорный шток; 8 — втулка; 9 — контрольные уши; 10 — шланг; 11 — шпилька разъединителя; 12 — цепочка разъединителя; 13 — зарядный штуцер

Переключатель с запорно-пусковым клапаном 3 герметически закрывает выход кислорода из баллончиков в том случае, если прибором КП-23 не пользуются, и автоматически включает подачу кислорода из баллончиков при катапультировании.

Шланг 10 с помощью замка соединяется со шлангом бортового прибора и с помощью шпильки 11 разъединителя крепится к втулке 8 переключателя, удерживая клапан 6 открытым. Цепочка 12 разъединителя прикрепляется к корпусу самолета. Кислород к маске поступает через шланг 10 от бортовой кислородной системы. Переключение питания кислородом от бортового прибора на парашютный происходит автоматически при выдергивании цепочкой шпильки 11 разъединителя из стопорной втулки 8 переключателя. В этом случае освободившаяся силовая пружина 5 с помощью рычага 4 отбрасывает шланг 10, закрывает обратный клапан 6 и одновременно открывает запорно-пусковой клапан 3. В результате кислород из баллончиков через капиллярную трубку / поступает непрерывной струей в кислородную маску.

293

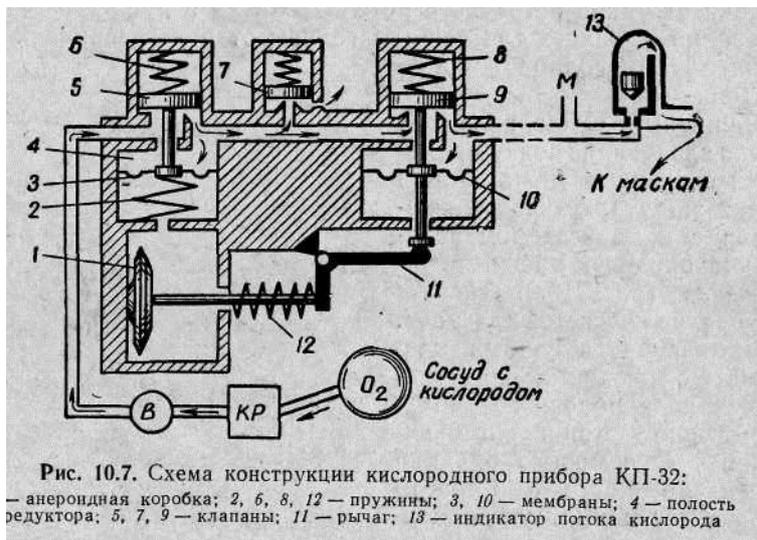


Рис. 10.7. Схема конструкции кислородного прибора КП-32:

1 — анеродная коробка; 2, 6, 8, 12 — пружины; 3, 10 — мембраны; 4 — полость редуктора; 5, 7, 9 — клапаны; 11 — рычаг; 13 — индикатор потока кислорода

По мере расходования запаса кислорода и уменьшения его подачи во время вдоха в маске может возникнуть разрежение. Тогда открывается клапан 6 и необходимый для дыхания воздух подсасывается из атмосферы. Запаса кислорода в баллончиках хватает на 13—15 мин.

Зарядный штуцер 13 с обратным клапаном предназначен для зарядки парашютного прибора кислородом. После зарядки штуцер должен быть закрыт заглушкой.

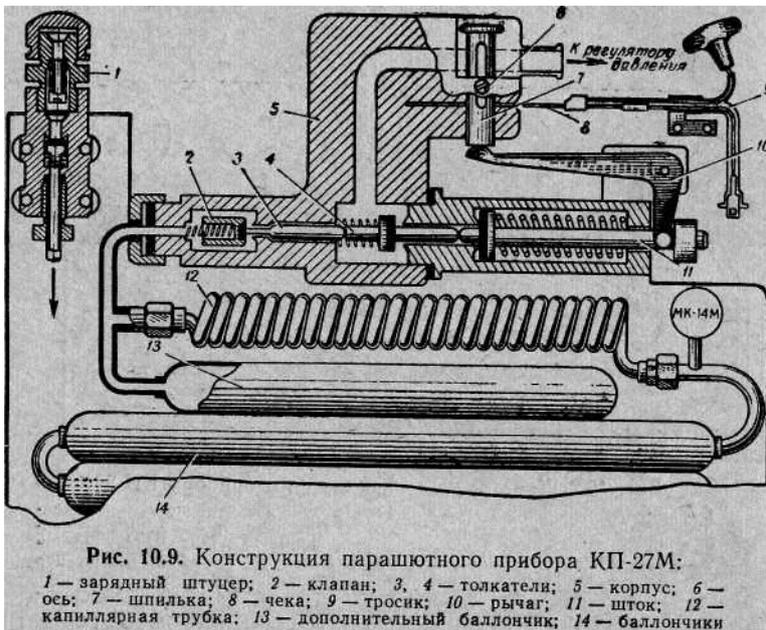


Рис. 10.9. Конструкция парашютного прибора КП-27М:

1 — зарядный штуцер; 2 — клапан; 3, 4 — толкатели; 5 — корпус; 6 — ось; 7 — шпилька; 8 — чека; 9 — тросик; 10 — рычаг; 11 — шток; 12 — капиллярная трубка; 13 — дополнительный баллончик; 14 — баллончики

Парашютный прибор КП-27М. Недостатком прибора КП-23 является ограниченность его использования на высотах свыше 12 км, поскольку он не обеспечивает наполнения натяжных камер компенсирующего костюма и, следовательно, избыточного давления в легких.

Указанный недостаток отсутствует в парашютном приборе КП-27М, конструктивная схема которого приведена на рис. 10.9. В отличие от КП-23 в его плоской коробке помещен, кроме двенадцати баллончиков 14, еще один баллончик 13. Этот дополнительный баллончик служит для ускоренной подачи кислорода в камеры натяжного устройства компенсирующего костюма в момент разгерметизации кабины. Поэтому кислород из него к клапану 2 подводится помимо капиллярной трубки 12. В КП-27М конструкция механизма включения выполнена проще, чем в КП-23. В нормальных условиях полета чека 8 удерживает шпильку 7 в нижнем положении, вследствие чего рычаг 10 повернут в направ-294

Ленин против движения стрелки часов и шток 11 отведен вправо, I Щ-жимая пружину. При этом клапан 2 закрывает выход кислорода Цнз баллончиков.

В момент катапультирования тросиком 9 выдергивается чека 8 и под действием пружины, штока 11 шпилька 7 перемещается вверх относительно оси 6. Шток 11 через толкатели 4 и 3 отводит (всклан 2 от его седла и открывает доступ кислорода из баллончи-Цков к регулятору давления в маске и в камеры натяжного уст'рой-Щгва компенсирующего костюма.

Как только давление в пневмосистеме костюма достигнет вели-учины 1 кг/см^2 , регулятор давления в маске направляет кислород в маску и под клапан выдоха маски, обеспечивая создание избы-йточного давления в легких.

Кислородный прибор КП-27М может быть включен летчиком на борту самолета при отказе бортового кислородного прибора. Для этого имеется специальная ручка, которая тросиком связана В_ чекой 8.

Зарядка прибора осуществляется через зарядный штуцер 1. Давление кислорода контролируется по манометру МК-14М, встроеному в коробку прибора.

Кислородный прибор КП-28. Он является бортовым стационарным прибором индивидуального пользования и обеспечивает прерывную подачу кислорода до высоты 12 км, а на высотах 12— 15 км — непрерывную подачу. На рис. 10.10 изображена типовая : схема комплекта кислородной системы самолета с прибором - КП-28 (на схеме не показано включение парашютного кислородного прибора).

При открытом вентиле 4 кислород из кислородных баллонов / , через обратные клапаны 2 и 3 подводится к редуктору 5—9. При малом давлении пружина 9 через мембрану 8 и толкатель 5 перемещает клапан 6, открывая доступ кислороду к прибору КП-28. Шри определенном давлении, на которое отрегулирован редуктор, мембрана 8 прогибается, сжимая пружину 9 и поднимая толкатель 5. При этом клапан 6 под действием пружины 7 закрывает доступ кислорода через редуктор, пока давление за ним снова не понизится.

Работа КП-28 до высоты 12 км. В рассматриваемом случае прибор обеспечивает прерывную подачу кислорода. Когда давление в полости корпуса между мембранами 16 равно внешнему (т. е. давлению в кабине), рычаги 17 дают возможность пружине переместить шток 21 влево и клапаном 24 закрыть доступ кислорода в полость корпуса, заключенную между мембранами 16. При вдыхе между мембранами 16 создается разрежение и под действием внешнего давления воздуха мембраны прогибаются внутрь. Рычаги

17 перемещают шток 21 вправо, открывая клапан 24. Кислород из редуктора через клапан 24 и узкий канал сопла эжектора 15 поступает в корпус прибора. Ввиду большой скорости истечения кислорода в полости эжектора создается раз-

295

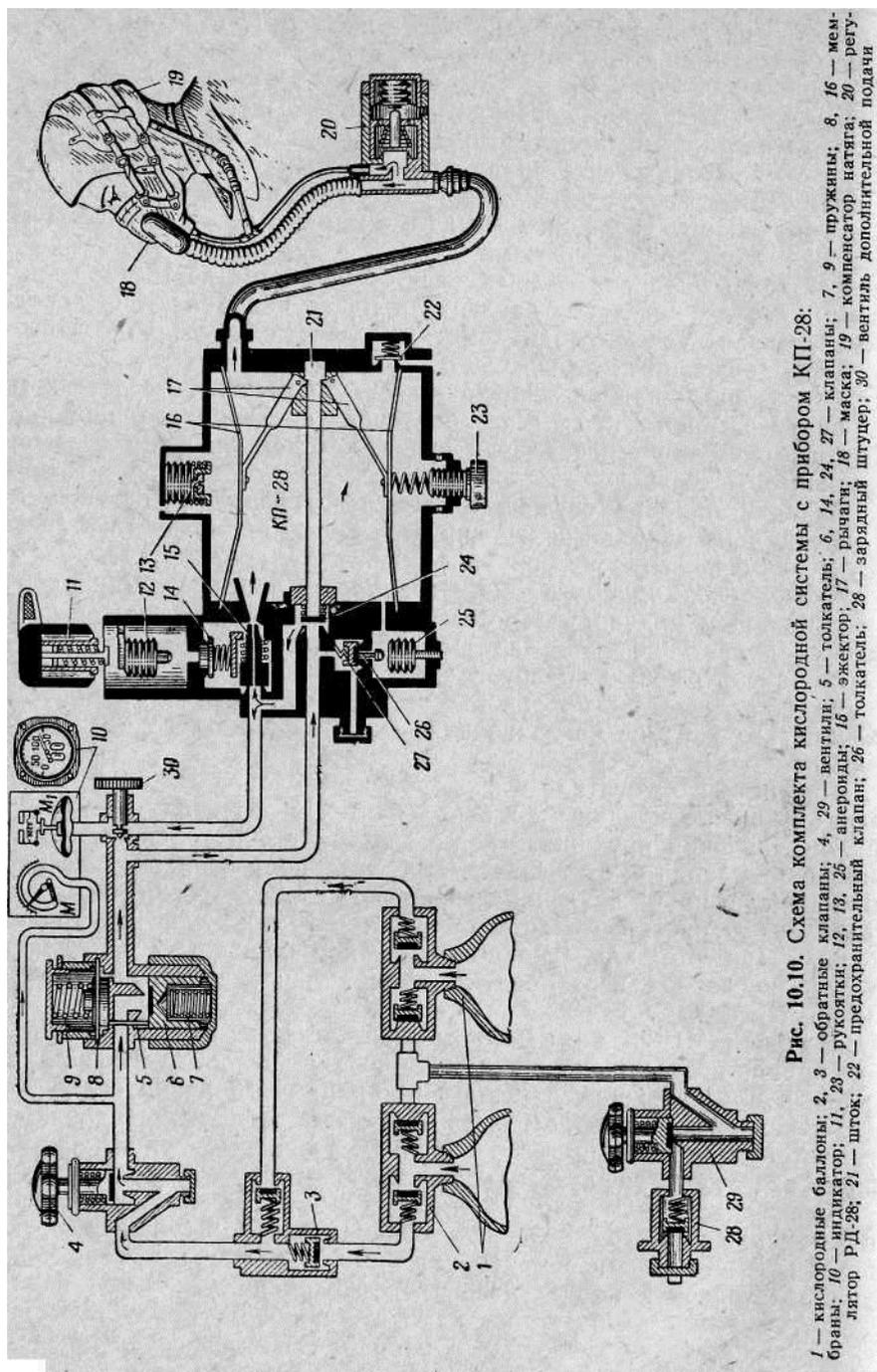


Рис. 10.10. Схема комплекта кислородной системы с прибором КП-28:

1 — кислородные баллоны; 2, 3 — обратные клапаны; 4, 29 — вентили; 5 — толкатель; 6, 14, 24, 27 — клапаны; 7, 9 — пружины; 8, 16 — мембраны; 10 — индикатор; 11, 23 — рукоятки; 12, 13, 25 — anerоиды; 15 — эжектор; 17 — рычаги; 18 — маска; 19 — компенсатор натяга; 20 — регулятор РД-28; 21 — шток; 22 — предохранительный клапан; 26 — толкатель; 28 — зарядный штуцер; 28 — зарядный штуцер; 30 — вентиль дополнительной подачи

296

жежение, которое передается под клапан 14 автомата подсоса воздуха. Поэтому под действием атмосферного давления клапан 14 открывается и через него засасывается в прибор атмосферный воздух. В результате человек вдыхает смесь кислорода и воздуха. В момент выдоха разрежение в полости между мембранами 16 Прекращается и клапан 24 закрывается.

С увеличением высоты полета давление в кабине уменьшается, ^анероид 12 автомата подсоса расширяется и своим клапаном уменьшает сечение отверстия клапана 14. Это вызывает уменьшение количества подсасываемого из кабины воздуха. На высоте 8—9 км доступ cabinного воздуха в прибор прекращается. Дыхание осуществляется чистым кислородом. При необходимости член экипажа может выключить подсос воздуха из атмосферы, повернув рукоятку 11 автомата подсоса.

С высоты 4 км anerоид 13 механизма малого избыточного давления нажимает на одну из мембран 16, приоткрывая этим клапан 24. В результате давление в корпусе прибора возрастает до заданного значения (3—4 мм рт. ст.), при котором мембрана 16 возвращается в исходное положение и закрывает клапан 24. В маске члена экипажа создается избыточное давление. При недостатке кислорода следует вручную открыть вентиль 30, обеспечивая дополнительный путь кислороду в прибор. При недопустимо высоком давлении в корпусе срабатывает предохранительный клапан 22.

Контроль за работой системы подачи кислорода осуществляется с помощью индикатора 10 (типа ИК-28). В одном корпусе индикатора смонтирован манометр *M* высокого давления кислорода, измеряющий давление перед редуктором, и манометрическая коробка *Mi* низкого давления, на которую воздействует давление в полости корпуса прибора. С подвижным центром этой коробки сочленены два лепестка (флажка) указателя. При вдохе и открытии клапана 24 перед эжектором 15 и, следовательно, в коробке *Mi* давление повышается. Мембрана коробки *M* прогибается и, преодолевая усилие пружины, разводит лепестки индикатора 10 в стороны. При выдохе клапан 24 закрывается и давление в коробке *Mi* уменьшается; лепестки под воздействием пружины сходятся. Если маска негерметична, то индикатор кислорода показывает непрерывный его расход.

Работа КП-28 на высотах более 12 км. С высоты 12 км прибор работает в режиме непрерывной подачи при возрастании избыточного давления до 27 мм рт. ст. на высоте 15 км. Изменение режима подачи кислорода осуществляется с помощью механизма переключения: на высоте 12 км anerоид 25 нажатием на толкатель 26 открывает клапан 27. При этом кислород начинает поступать в полость корпуса прибора через калиброванный канал этого клапана помимо клапана 24 в количестве 15—20 л/мин. В этом случае кислород в полость эжектора и индикатора ИК-18 не поступает; лепестки индикатора будут закрыты,

297

Из полости прибора кислород по шлангу поступает в регулятор РД-28 (20) избыточного давления в маске, а затем — в маску 18 типа КМ-32. По шлангу малого диаметра кислород от регулятора 20 подводится также к компенсированному клапану выдоха и к компенсатору 19 натяга маски.

По мере увеличения высоты полета anerоид регулятора 20 расширяется и его клапан уменьшает перепуск кислорода из шланга в кабину (в атмосферу), поэтому величина избыточного давления в маске возрастает.

Для проверки герметичности прилегания маски к лицу и для тренировки дыхания летного состава под избыточным давлением на земле служит ручной задатчик (рукоятка 23) избыточного давления. При повороте рукоятки 23 против часовой стрелки происходит принудительный прогиб мембраны 16 и открытие клапана легочного автомата. Зарядка баллонов кислородом осуществляется через зарядный штуцер 28 и вентиль 29.

Кислородный прибор КП-18. Он служит для прерывной подачи кислорода одному члену экипажа до высоты 12 км. Его конструкция аналогична конструкции прибора КП-28 (рис. 10.10), но в ней отсутствуют механизмы переключения 25, 26, 27 на режим непрерывной подачи и ручной задатчик 23 избыточного давления. Кроме того, при использовании этого прибора не применяется регулятор 20 избыточного давления в маске.

§ 10.4. КОМПЛЕКТЫ КИСЛОРОДНОГО ОБОРУДОВАНИЯ

На самолетах, способных к полетам на высотах более 15 км, используются комплекты кислородного оборудования, которые обеспечивают: длительные полеты в загерметизированной кабине на любых достижимых высотах, безопасное снижение и полет на высотах до 12 км в случае разгерметизации кабины на больших высотах, жизнедеятельность летчика в момент и после катапультирования.

На рисунке 10.11 изображена схема одного из современных комплектов кислородного оборудования, в который входят:

а) бортовое оборудование: кислородный баллон /, или газификатор, вентиль 2, манометр 3 и редуктор 4 высокого давления, кислородный прибор 5—27, индикатор кислорода 30, пульт дистанционного управления 31—33, манометр избыточного давления 34;

б) индивидуальное высотное снаряжение: регулятор соотношения давлений 40—52 в маске и костюме, кислородная маска, высотный компенсирующий костюм 48, защитный шлем, парашютный кислородный прибор 54, объединенный кислородный разъем 36. В снаряжение члена экипажа входит только отъемная часть этого разъема.

В зависимости от условий полета рассматриваемая система может работать в следующих режимах: при высотах в кабине до 12 км, в режиме переключения на обеспечение жизнедеятельности

898

Клетчика в момент разгерметизации кабины на высотах более 12 км, «при высотах полета более 12 км, при катапультировании с само-Вета на любых высотах.

Ниже излагаются перечисленные режимы работы системы с Врассмотрением принципов работы и устройства соответствующих Врегатов и узлов системы.

Работа системы при высотах в кабине до 12 км. При откры-Р.том вентиле 2 из баллона 1 кислород поступает к редуктору 4. От редуктора 4 при давлении 6—30 кг/см² кислород подводится к редуктору 5 кислородного прибора типа КП-34. Когда давление в полости редуктора достигает величины 3 кг/см², усилие его мембраны преодолевает усилие двух пружин и клапан закрывает [дальнейший доступ кислорода в прибор; в дальнейшем редуктор Открывается и закрывается в соответствии с изменением давления в его полости при дыхании.

При вдохе через шланг 12 разрежение поступает в полость [Корпуса между мембранами 6 и 23 (как в КП-28). Мембрана 23 ■прогибается и через рычаг открывает клапан 15. Из полости редуктора 5 через клапан 15 и эжектор 13 кислород поступает в межмембранную полость и в шланг 12. Разрежение от эжектора передается к клапанам автомата подсоса воздуха (анероиды 10, 11), и воздух из кабины всасывается в прибор, где смешивается с кислородом. Прекращение вдоха вызывает увеличение давления в полости мембраной 23, возвращение ее в нейтральное положение и, ■следовательно, закрытие клапана 15. Таким образом, клапан 15 открывается и закрывается в такт со вдохом и выдохом.

На высоте 2 км анероид 10 своим клапаном закрывает дополнительный доступ cabinного воздуха в прибор. С дальнейшим •увеличением высоты количество подсасываемого воздуха дозируется клапаном анероида // автомата подсоса. На высоте 10 км J'jSTOT клапан полностью прекращает доступ воздуха в прибор.

С высоты 5 км анероид 9 механизма малого избыточного дав—ления открывает клапан 8 и кислород из полости редуктора 5 через открытые клапаны 8 и 7 поступает к клапану 14, своим давлением открывает его и поступает в эжектор, минуя клапан 15. В результате прибор начинает работать в режиме непрерывной подачи.

Если маска и кислородная проводка к ней герметичны, то давление в межмембранной полости возрастает. При заданной величине избыточного давления (3—4 мм рт. ст.) мембрана 6, прогибаясь вниз и преодолевая усилие пружины клапана 7, закрывает этот клапан. При очередном вдохе, ввиду уменьшения избыточного давления в приборе, снова открывается клапан 7 до момента выдоха и т. д. Прерывная подача кислорода при дыхании, таким образом, на высотах более 5 км регулируется механизмом малого избыточного давления (поз. 6, 7, 8, 9). До высоты 5 км клапан 8 закрыт, клапан 7 — открыт и прерывная подача обеспечивается основным механизмом прерывной подачи (поз. 15, 23). Основной

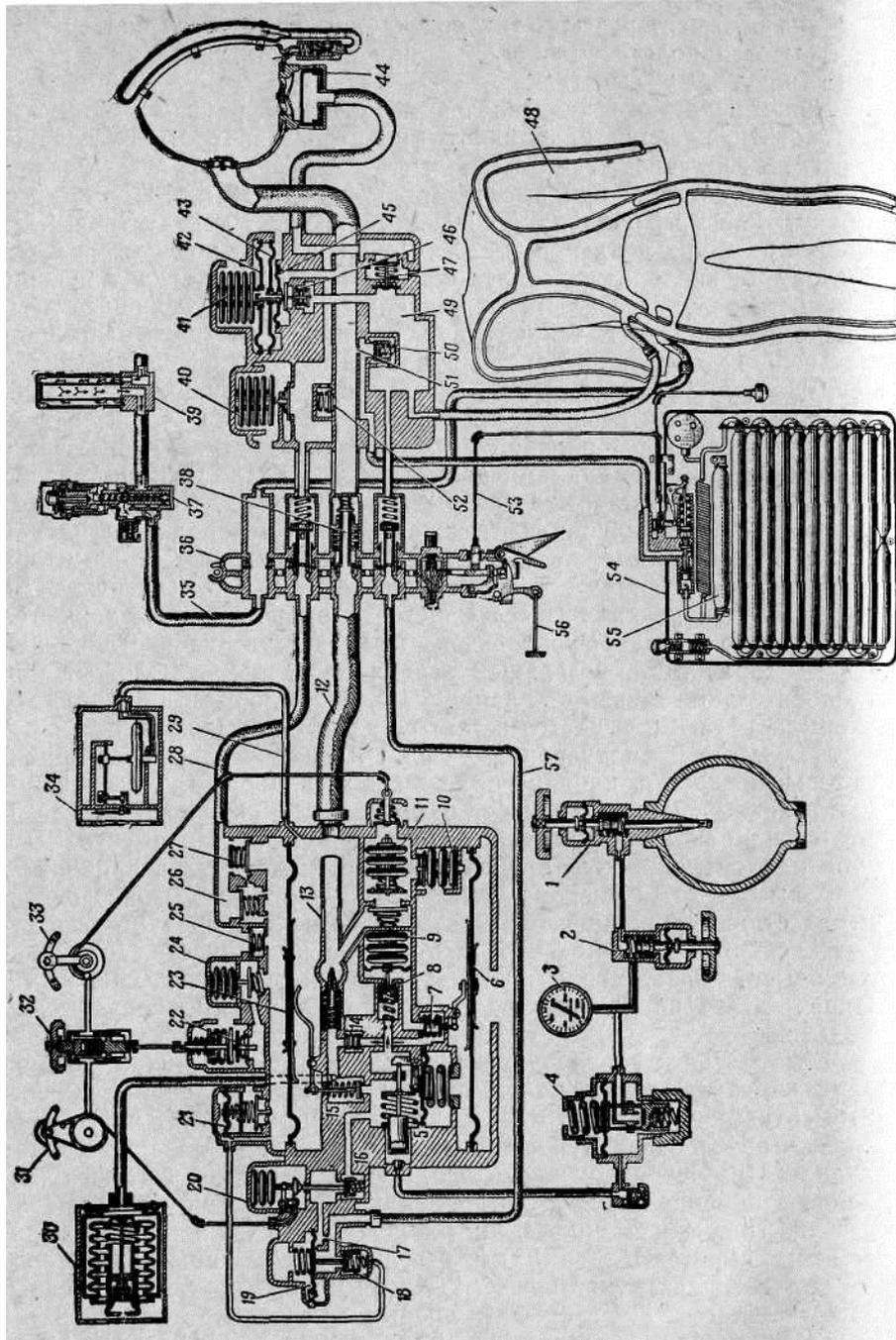


Рис. 10.11. Схема комплекта кислородного оборудования ККО.

1 — кислородный баллон; 2 — вентиль; 3 — манометр; 4 — редуктор высокого давления; 5—27 — кислородный прибор (5 — редуктор; 6, 19, 21, 23 — мембраны; 7, 8, 14, 15, 16, 18, 22, 24, 25, 27 — клапаны; 9, 10, 11, 20 — анероиды; 12 — шланг; 13 — эжектор; 17 — дюза; 26 — полость); 28, 29, 35 — шланги; 30 — индикатор; 31—33 — пуля дистанционного управления (31, 33 — ручки; 32 — ручной регулятор); 34 — манометр избыточного давления; 36 — объединенный кислородный разъем; 37 — акселерометр; 38 — клапан; 39 — фильтр; 40—32 — регулятор соотношения давлений в маске и костюме (40, 41 — анероиды; 42, 43, 45 — мембраны; 44, 46, 50, 52 — клапаны; 47 — регулятор; 48 — костюм; 49 — полость; 51 — дюза); 53, 56 — тросы; 54 — кислородный прибор; 55 — баллончик

механизм прерывной подачи может вступить в работу и на высоте более 5 км, если легочная вентиляция настолько велика, что под мембраной 23 возникает при вдохе разрежение и последняя открывает клапан 15.

Режим переключения подачи кислорода в момент разгерметизации кабины на высотах от 12 до 18 км.

В момент разгерметизации кабины кислородная система обеспечивает сначала противодействие на тело летчика, а затем необходимое избыточное давление в его легких (для уменьшения возможности травмирования легких в момент разгерметизации летчик должен немедленно сделать полный выдох). Механизм переключения работает следующим образом.

Анероид 20 толкателем открывает клапан 16, через который кислород из редуктора 5 попадает под мембрану 19. Мембрана прогибается вверх, вследствие чего верхний клапан мембраны отрыгается, а нижний клапан 18 окажется закрытым. Закрытие клапана 15 необходимо, чтобы задержать создание избыточного давления в легких до тех пор, пока не заполнятся камеры костюма 48. Через большое сечение верхнего клапана мембраны 19 и параллельно через дюзу 17 кислород поступает по шлангу 57 и быстро заполняет камеры натяжного устройства костюма 48. По мере наполнения камер растет давление и под клапаном 46. При определенном давлении преодолеваются силы анероида 41 и пружины клапана 46, клапан 46 открывается и через него кислород будет непрерывным потоком поступать непосредственно в маску. Но пока под клапаном 44 выдоха маски не будет создано избыточное давление, через него кислород будет уходить из полости маски в окружающее пространство и, следовательно, избыточного давления в легких

человека не создается.

Через капиллярное отверстие кислород из-под мембраны 19 перетекает в полость, расположенную с другой ее стороны. Поэтому через 1,5—2 сек давления с обеих сторон мембраны 19 станут равными и под действием верхней пружины клапан 18 откроется, а верхний клапан закроется. В результате кислород теперь будет поступать в костюм только через дюзю 17 (таким образом, клапан 18 с капилляром и пружинами представляет собой пневматическое реле времени).

Через клапан 18 кислород поступает в полость

301

над мембраной 21; в этом случае мембрана 21 своим клапаном изолирует полость над мембраной 23 от внешней атмосферы (на высотах свыше 12 км анероидный клапан 24 также закрывает сообщение этой полости с атмосферой). Это обеспечивает создание избыточного давления в маске следующим образом.

Через дюзю в полости 26 и параллельно через открывшийся клапан 27 давление передается из полости над мембраной 23 по шлангу 28 к регулятору избыточного давления и под клапан 44 выдоха маски. Кроме того, под действием избыточного давления мембрана 23 открывает клапан 15, через который кислород получает дополнительный доступ в маску (наряду с клапаном 46). В результате давление кислорода в полости маски возрастает до величины, определяемой силой нажатия анероида 40 на свой клапан, т. е. высотой полета.

Если это давление становится выше расчетного, то клапан анероида 40 открывается и стравливает часть кислорода из полости клапана выдоха в атмосферу.

Режим работы системы на высотах 12—18 км. После заполнения камер костюма вступает в работу регулятор соотношения давлений в маске и костюме. При этом из-под клапана 46 давление кислорода через вертикальный канал центра мембран 45 и 43 подводится под мембрану 42, которая сжимает анероид 41, прекращая его воздействие на клапан 46.

Давление в маске с помощью регулятора 42—46 соотношения давлений[^] обеспечивает необходимое давление в камерах натяжного устройства костюма 48 следующим образом.

На мембраны 43 и 45 воздействует одно и то же избыточное давление кислорода в маске. Эффективная площадь мембраны 43 больше, чем у мембраны 45, а направления действий их сил на клапан 46 противоположны. Поэтому результирующая сила мембран стремится закрыть клапан. Но снизу на клапан действует сила давления кислорода в камерах костюма 48. Если клапан 46 будет закрыт, то давление в костюме возрастает до тех пор, пока этот клапан не откроется и не обеспечит прекращения роста давления в костюме. При некоторой величине проходного сечения клапана 46 результирующая сила мембран 45, 43 и сила давления в костюме, которые воздействуют на клапан 46 в противоположных направлениях, станут равными. Тогда величина давления в костюме будет во столько раз больше избыточного давления в маске, во сколько раз совместное усилие мембран 45, 43 и пружины клапана будет больше силы давления на клапан 46, действующей снизу.

С изменением избыточного давления в маске меняется и усилие мембран 45, 43 на клапан 46.

Следовательно, меняется и давление в камерах костюма.

Клапан 27 и дюзю в полости 26 создают сопротивление потоку кислорода из полости над мембраной 23 к клапану регулятора 40—52 и к клапану выдоха 44 маски, поэтому давление под

302

клапаном выдоха 44 и, следовательно, под мембраной 23 прибора уменьшается и становится равным давлению над мембраной 23. Это обеспечивает работу автомата прерывной подачи 23, 15 наряду с непрерывной подачей кислорода через дюзю 17.

Режим работы системы при катапультировании на высотах 12—18 км. В момент катапультирования трос 56, закрепленный на самолете, открывает замок объединенного разъема 36 коммуникаций. Этот разъем состоит из трех основных частей: верхней колодки, нижней колодки и опорного корпуса, соединенных специальным механическим замком, входящим в конструкцию разъема. Средняя часть разъема — опорный корпус — неподвижно закреплена на кресле. Нижняя колодка вместе с присоединенными к ней шлангами и проводами остается на самолете, средняя часть разъема остается на кресле, а верхняя колодка, соединенная с соответствующими шлангами и проводами снаряжения, уходит вместе с летчиком. При этом с помощью пружин закрываются все отсоединяемые от борта входы в регулятор 40—52. Тросом 53 выдергивается стопорная вилка- механизма включения в работу парашютного кислородного прибора 54.

После включения парашютного прибора кислород из баллончика 55 через дюзю 51 поступает в маску, через обратный клапан 50 — в камеры натяжного устройства костюма 48 и под клапан 46. При достижении в костюме заданного давления клапан 46 открывается и кислород через него поступает в маску (наряду с поступлением кислорода через дюзю 51). Давление в полости маски возрастает, что обеспечивает открытие клапана 52. Через него давление подводится к клапану выдоха 44.

По истечении кислорода из баллончика 55 кислород поступает в систему от основных баллончиков прибора 54 через змеевик с давлением 2 кг/см^2 . При таком давлении обратный клапан 50 закрывает доступ кислорода в костюм. По мере снижения на парашюте избыточное давление кислорода в маске уменьшается действием анероида 40. При этом регулятор соотношения давлений (клапан 46) уменьшает давление и в костюме.

< Если нарушается герметичность костюма, то регулятор 47 обеспечивает допустимое избыточное давление в маске.

Когда давление кислорода в системе станет меньше или близким к атмосферному, клапан 38 открывается и через него начинается подсос воздуха в маску.

Работа системы при ускорениях самолета и при подготовках к полету. При возникновении определенных величин перегрузок чувствительный элемент (массивный грузик) акселерометра 37 перемещается и открывает клапан. Воздух от компрессора авиадвигателя через фильтр 39 по шлангу 35 заполняет противоперегрузочные камеры костюма 48.

В комплекте предусмотрено создание избыточного давления на земле для тренировки летного состава в дыхании под избыточным давлением или для проверки комплекта перед полетом. Для

303

этого необходимо поставить ручку 31 механизма непрерывной подачи кислорода в положение «Подача O_2 в костюм». Через открывшийся клапан 16 кислород поступает в камеры костюма и через клапан 18 в полость над мембраной 23. Через открытые клапаны 24 и 22 кислород выходит в атмосферу. Закрыв пальцем отверстия на корпусе регулятора соотношения давлений 40—52, следует плавно вращать маховичок 32 в направлении против движения стрелки часов и наблюдать за величиной избыточного давления по манометру 34 типа М-2000. Оно будет возрастать ввиду перекрытия клапана 22.

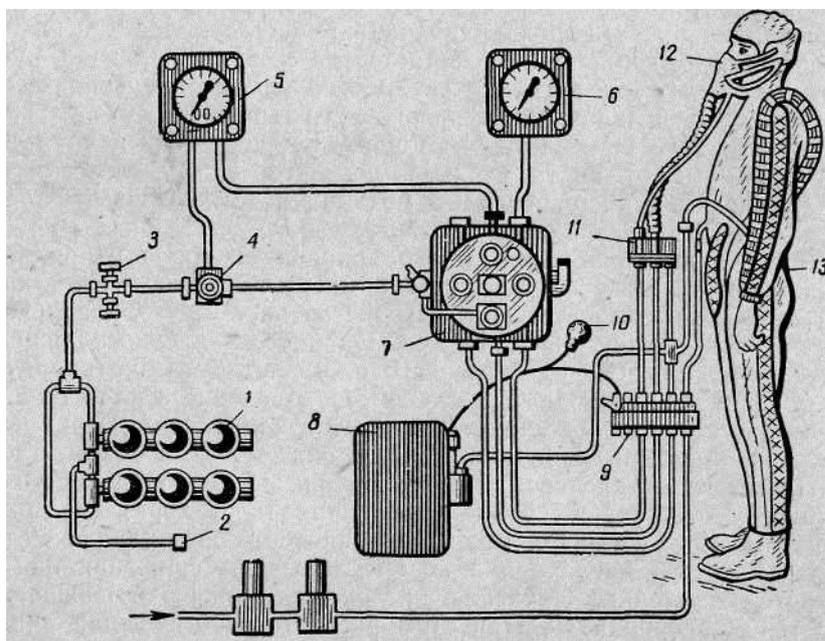


Рис. 10.12. Общий вид системы ККО-1М:

1 — кислородные баллоны; 2 — зарядный штуцер; 3 — вентиль; 4 — редуктор; 5 — индикатор; 6 — манометр; 7 — кислородный прибор; 8 — парашютный кислородный прибор; 9 — объединенный разъем; 10 — пусковая рукоятка; 11 — регулятор соотношения давлений; 12 — маска; 13 — костюм

В полете ручной регулятор 32 избыточного давления должен быть завернут до отказа (в направлении стрелки). При этом клапан 22 будет отжат пружиной от седла, а надмембранная полость прибора будет сообщаться с атмосферой через отверстие в корпусе ручного регулятора.

Для ручного выключения подсоса воздуха из атмосферы при дыхании служит ручка 33, связанная со входным клапаном автомата подсоса воздуха 10—//.

В крышке КП-34 монтируется вакуумный клапан 25, который открывается при возникновении в надмембранном пространстве

104

разрежения $20\text{—}30 \text{ мм вод. ст.}$ (повышенное разрежение в надмембранной полости вызывает большое сопротивление вдоху). Разрежение в надмембранном пространстве может возникнуть при пикировании самолета.

*

Общий вид схемы комплекта кислородного оборудования типа ККО-1М показан на рис. 10.12. На самолетах некоторых типов применяется система кислородного питания КП-24М; Она обеспечивает кислородом одного члена экипажа до высоты полета 14 км. Схема системы соответствует схеме, данной на рис. 10.10, только вместо прибора КП-28 включен прибор КЛ-24М.

Конструкция и принцип работы этого прибора подобны конструкции и принципу работы прибора (поз. 5—27), изображенного на рис. 10.11. Только в КП-24М отсутствуют элементы 17—20 подачи кислорода в камеры компенсирующего костюма.

§ 10.5. ОСОБЕННОСТИ ЭКСПЛУАТАЦИИ КИСЛОРОДНОГО ОБОРУДОВАНИЯ

Состоянию систем кислородного питания и высотного снаряжения экипажа в процессе эксплуатации должно уделяться особое внимание, поскольку от этого зависит не только выполнение задач полета, но и жизнь членов экипажа.

Следует помнить, что кислород, находящийся под давлением, при соединении с маслом взрывается. Поэтому нельзя допускать попадания масла на агрегаты и трубопроводы кислородного оборудования. Появившиеся на них жировые пятна необходимо немедленно удалять бензином, дихлорэтаном или спиртом.

Для того чтобы исключить возможность попадания посторонних газообразных и механических примесей в кислородную систему, не допускается полное падение давления в кислородных баллонах. Поэтому в полете разрешается расходовать кислород до тех пор, пока давление его в баллонах не уменьшится до 30 кг/см^2 или количество жидкого кислорода в газификаторе не достигнет $1,5 \text{ кг}$.

Если по какой-либо причине давление в кислородных баллонах уменьшается до атмосферного, то они должны быть сняты с самолета, продуты чистым кислородом, заряжены кислородом до номинального давления и снова установлены на самолет.

Проверка кислородного оборудования К КО. Перед полетом необходимо проверить достаточность запаса кислорода в баллонах или газификаторах, внешнее состояние элементов комплекта оборудования, герметичность прилегания маски к лицу, герметичность систем высокого и низкого давлений, работу ККО без избыточного давления, работу комплекта оборудования при создании избыточного давления.

Для определения достаточности запаса кислорода следует открыть бортовой вентиль и по манометру ИК-18М убедиться, что

305

л. .и« ппслирида в оаллонах находится в пределах $135—150 \text{ кг/см}^2$. Достаточность запаса кислорода в газификаторе определяется по электрическому указателю запаса кислорода.

При проверке внешнего состояния элементов комплекта убедиться в правильном подсоединении шлангов высотного компенсирующего костюма и кислородной маски (гермошлема) к регулятору соотношения давлений и верхней колодке объединенного узла. Проверить положение рукояток управления кислородным прибором. Маховичок ручного задания избыточного давления системе должен быть завернут до отказа по часовой стрелке, рукоятка аварийной подачи кислорода должна стоять в положении «Нейтрально», а рукоятка автомата подсоса воздуха — в положении «Смесь».

Для проверки герметичности прилегания маски к лицу необходимо надеть ее, перегнуть и зажать гофрированный шланг, а затем сделать вдох. Если вдох сделать невозможно, то маска прилегает к лицу плотно. В случае неплотного прилегания маску необходимо подтянуть к лицу тесемками.

При проверке герметичности системы высокого давления (уточка от бортового вентиля до клапана легочного автомата 24 на рис. 10.10 и 15 на рис. 10.11) необходимо открыть бортовой вентиль, заметить показание манометра ИК-18М, после чего вентиль закрыть. Система высокого давления герметична, если стрелка манометра неподвижна в течение 2 мин .

Для проверки герметичности системы низкого давления необходимо рукояткой «Подача кислорода в костюм» сравнить оставшийся в кислородном приборе и в шлангах кислород и затем рукоятку поставить в положение «Нейтрально». Закрыть автомат подсоса воздуха, для чего поставить рукоятку этого автомата в положение «100% O_2 ». Надеть проверенную на герметичность маску и попытаться сделать вдох при отсутствии в системе кислорода. Если произвести вдох не удастся, то система низкого давления герметична.

Для проверки работы комплекта без избыточного давления руч-1 33 автомата подсоса воздуха должна быть установлена в положение «100% O_2 ». Сделать два-три вдоха и выдоха; если при этом манометры ИК-18М будут соответственно расходиться и сходиться, комплект работает нормально.

После окончания данной проверки поставить рукоятку подсоса воздуха в положение «месь». Проверка работы комплекта кислородного оборудования под быточным давлением осуществляется при надетой кислородной ске или гермошлеме. При этом следует перевести ручку 31 ис. 10.11) аварийной подачи кислорода из положения «Нейтраль-» в положение «Подача кислорода в костюм», закрыть паль-ми два отверстия на регуляторе соотношения давлений и вращением маховичка 32 против часовой стрелки создать в маске и гермошлеме давление соответственно 1000 или 2000 мм вод. ст.;

1

'УЯ

контроль за нарастанием давления производится по манометру 34; сделать два-три вдоха.

Если с увеличением давления в маске (гермошлеме) возрастает обжатие тела костюмом, а стрелка манометра 34 отклоняется при вдохе влево (на 100—120 мм вод. ст.) и возвращается при выдохе в исходное положение, то комплект работает нормально. Невозможность создания давления в маске до 1000 мм вод. ст., а в гермошлеме до 2000 мм вод. ст. (при полностью отвернутом маховичке 32) свидетельствует о неисправности ККО. Выполнение полета в этом случае запрещается.

Категорически запрещается создавать давление в маске или гермошлеме без ВКК, так как это может привести к травмированию легких летчика.

По окончании проверки необходимо маховичок 32 завернуть по часовой стрелке до упора, а ручку 31 аварийной подачи кислорода установить в положение «Нейтрально».

При проверке комплектов кислородного оборудования с прибором КП-28 осуществляются все перечисленные выше операции.

§ 10.6. СКАФАНДРЫ

Скафандр обеспечивает члену экипажа безопасный длительный полет на высотах свыше 12 км в разгерметизированной кабине, защищая его от действия пониженного барометрического давления, повышенных или пониженных температур как на борту самолета, так и при катапультировании. Скафандр также обеспечивает плавучесть при попадании члена экипажа в воду.

Высотный скафандр по внешнему виду напоминает мягкий водолазный костюм, изготовляемый из нескольких слоев эластичной газонепроницаемой ткани. Человек в скафандре находится в специально созданной воздушной среде, имеющей необходимое избыточное давление по отношению к окружающей атмосфере.

Основными элементами скафандра являются: костюм, шлем, перчатки, сапоги, крепежные замки, шланги, система обеспечения микроклимата в полости скафандра — система кондиционирования.

Основные требования к системам кондиционирования воздуха в скафандрах. К системам кондиционирования предъявляются следующие требования:

1. Парциальное давление кислорода в воздушной среде полости скафандра должно быть в пределах от 98 до 150 мм рт. ст. Это обеспечивается, если давление $p_{ск}$ в полости скафандра будет равно, см. (10.1): (10.5)

Если полость скафандра заполняется чистым кислородом ($K_{O_2} = 100\%$), то при $p_{O_2} = 150$ мм рт. ст. $p_{ск} = 197$ мм рт. ст.

307

$$p_{ск} \geq \frac{p_{O_2} \cdot 100}{K_{O_2}} + 47 \text{ мм рт. ст.}$$

....., ^ . ■-.. wuAtjj/nannc лислорода в воздухе скафандра

уменьшается, то необходимое избыточное давление $p_{ск}$ в ска-рандре увеличивается. Однако увеличение его ведет к раздутию зсех полостей скафандра, что вызывает стесненность и быструю /томляемость при движениях человека.

2. При полете в герметической кабине система кондициониро-шния должна обеспечить режим вентиляции полости скафандра. Избыточное давление в этом случае должно быть не выше),04 кг/см².

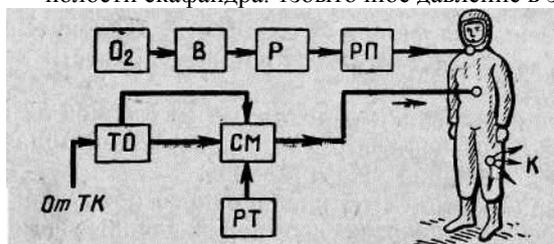


Рис. 10.13. Блок-схема вентиляционного скафандра

3. Относительная влажность воздуха в скафандре не должна быть более 70—85%.
4. Температуру воздуха необходимо поддерживать равной 21 ± 2 ° С.

Принципиальные схемы систем кондиционирования воздуха скафандрах. В зависимости от способа создания жизненно необходимого микроклимата скафандры делятся на вентиляционные и генерационные. В вентиляционный скафандр (рис. 10.13) воз-ух, необходимый для вентиляции и поддержания избыточного давления в нем, подается от компрессора *ТК* авиадвигателя через теплообменник *ТО* и смеситель *СМ*. Заданная температура воз-уха в скафандре обеспечивается с помощью регулятора температуры *РТ*, который управляет заслонками смесителя *СМ*. Определенный закон изменения давления воздуха в полости скафандра обеспечивается регулятором давления путем перепуска излишнего количества воздуха в атмосферу (в кабину).

При полете в загерметизированной кабине под оболочкой скафандра нет избыточного давления, продукты дыхания и воздух соответственно выходят наружу через открытый клапан *К* регулятора давления. При разгерметизации кабины регулятор давления поддерживает в скафандре абсолютное давление, соответствующее высоте 10 000—11000 м, т. е. избыточное давление 8—170 мм рт. ст.

При появлении у членов экипажа признаков высотной болезни

- предусмотрено уменьшение «высоты» в скафандре до 7000—8000 м, т. е. повышение избыточного давления. Кислород в гермошлем скафандра поступает от кислородных баллонов O_2 через вентиль *В*, редуктор *Р* и регулятор подачи *РП*.

Системы кондиционирования скафандров вентиляционного типа просты в эксплуатации. Но они неавтономны, требуют подачи воздуха от авиадвигателя. При катапультировании время пребывания в этих скафандрах ограничено.

Регенерационная система кондиционирования воздуха скафандра, схема которой приведена на рис. 10.14, является полностью автономной. Необходимый микроклимат в полости скафандра обеспечивается при непрерывной циркуляции воздуха через скафандр и элементы системы кондиционирования. Вентиляция воздуха осуществляется с помощью электрического воздушного насоса *ВН*.

Из полости скафандра воздух, загрязненный продуктами жизнедеятельности летчика, через фильтр Φ_1 твердых частиц поступает в силикагелевый влагопоглотитель *ВП* для удаления влаги. Затем в химпоглотителе *ХП* он очищается от углекислоты. В качестве активного вещества химпоглотителя обычно применяется гидроксид лития. В фильтре Φ_2 (активированный древесный уголь) из воздуха поглощаются специфические запахи и твердые частицы химпоглотителя. После второго влагопоглотителя *ВП* воздух охлаждается в теплообменнике *ТО*, в сепараторе *С* из него отделяется вода и поступает в бачок H_2O .

В смесителе *СМ* в заданной пропорции смешивается теплый и охлажденный воздух и через эжектор *Э* поступает в скафандр. Создаваемое в эжекторе *Э* разрежение обеспечивает подсос чистого кислорода из сосуда O_2 . Эта дополнительная подача кислорода должна быть не менее 1 л/мин. Но с учетом возможных утечек газовой среды из полости скафандра подача кислорода через эжектор увеличивается до 2,0—2,5 л/мин. При этом скорость газового потока в контуре циркуляции не должна быть более 0,5 м/сек. В противном случае поглотители продуктов жизнедеятельности летчика не будут успевать очищать от них воздух.

Температура газовой среды поддерживается с помощью регулятора температуры *РТ*. Часто летчик сам вручную устанавливает заслонки смесителя *СМ* в требуемое положение в зависимости от желаемого ощущения тепла.

' 309

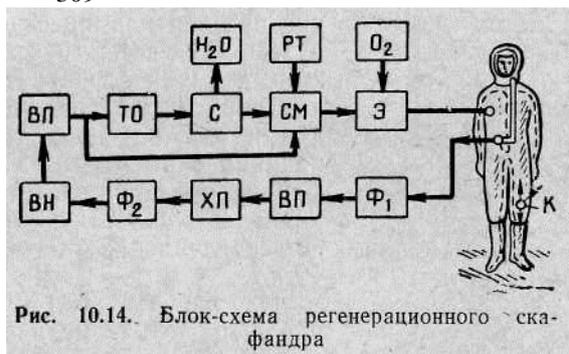
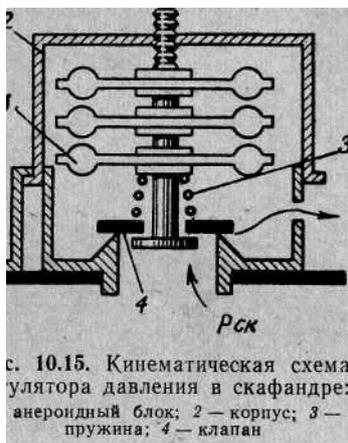


Рис. 10.14. Блок-схема регенерационного скафандра



В скафандрах некоторых типов желаемая температура поддерживается с помощью специальной «водяной» оболочки, через которую циркулирует поток охлаждающей воды.

Необходимая величина давления воздушной среды в скафандре поддерживается с помощью регулятора давления. С высоты 10 км в полости скафандра поддерживается малое избыточное давление 15—30 мм рт. ст. Это давление обусловлено наличием гидравлического сопротивления выходящего клапана регулятора давления при вентиляции скафандра воздухом. С высоты 10 км и до высот 20—22 км увеличивается перепад давлений между полостью скафандра и окружающей атмосферой, а начиная с высот 20—22 км в скафандре поддерживается постоянное давление 145—150 мм рт. ст. Это давление соответствует высоте 12 км.

На рисунке 10.15 изображена упрощенная кинематическая схема регулятора давления в скафандре. Регулятор этого прямого действия и вступает в работу с высоты 10 км. При этом anerоидный блок 1 через пружину 3 начинает прикрывать клапан 4 регулятора, вследствие чего избыточное давление $p_{ск}$ в скафандре начинает возрастать. При избыточном давлении 145—150 мм рт. ст. это давление $p_{ск}$ преодолевает силу пружины 3 и клапан 4, прирываясь, обеспечивает постоянство избыточного давления в скафандре.

Для проверки скафандра на герметичность следует поворотом элпки корпуса 2 перекрыть выходное отверстие регулятора и (дать в скафандре заданное давление. Если в течение 2 мин > давление не меняется, то скафандр герметичен. По способу подачи кислорода скафандры разделяются на машые и безмасочные.

В масочном скафандре кислород подается только в маску, в безмасочном — кислород подается непосредственно в полость шлема.

Масочные скафандры имеют ряд преимуществ: меньший расход кислорода, выдыхаемые газы, содержащие значительное количество влаги, не попадают на остекление шлема, благодаря чему уменьшается его запотевание; при нарушении герметичности шлема кислородная маска обеспечивает длительные полеты на высотах до 12 000 м.

После полета скафандр необходимо продувать воздухом, а затем просушивать.

ГЛАВА 11

АВИАЦИОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ УЧЕБНОГО РЕАКТИВНОГО САМОЛЕТА Л-29

§ 11.1. ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА АВИАЦИОННОГО ОБОРУДОВАНИЯ САМОЛЕТА И ЕГО РАЗМЕЩЕНИЕ НА НЕМ

Самолет Л-29 является двухместным учебно-тренировочным самолетом с одним реактивным двигателем и трехколесным убирающимся шасси. Самолет предназначен для первоначального обучения курсантов летных училищ ВВС и летных центров ДОСААФ технике пилотирования. Оборудование самолета обеспечивает выполнение полетов как в простых, так и в сложных метеорологических условиях днем и ночью.

Самолет Л-29 выпускается промышленностью ЧССР, и на нем устанавливается в основном серийное авиационное и радиоэлектронное оборудование, изготавливаемое на заводах Советского Союза. Агрегаты, приборы, коммутационная аппаратура и т. п. чехословацкого производства маркируются и обозначаются на схемах заводским шифром ЛУН с четырехзначным номером справа. Например, ЛУН 3156 — концевой переключатель тормозных щитков, ЛУН 1221 — магнитный жидкостный компас и т. д. В данной главе такие обозначения не используются, чтобы не перегружать читателей запоминанием условных шифров.

Авиационное оборудование самолета Л-29 включает в себя электрическое, приборное и кислородное оборудование. Основные агрегаты авиационного оборудования размещаются в носовом отсеке фюзеляжа, в первой кабине (курсанта), во второй кабине (летчика-инструктора), под полом второй кабины, в центроплане и в нишах шасси. Приборное оборудование сосредоточено главным образом на приборных досках обеих кабин. На рис. 11.1 схематически показано размещение на самолете основных агрегатов авиационного оборудования.

Электрооборудование самолета состоит из источников, системы распределения и потребителей электрической энергии. Основным источником электроэнергии постоянного тока служит генератор ГСР-3000, размещающийся на коробке приводов авиавдвигателя.

т

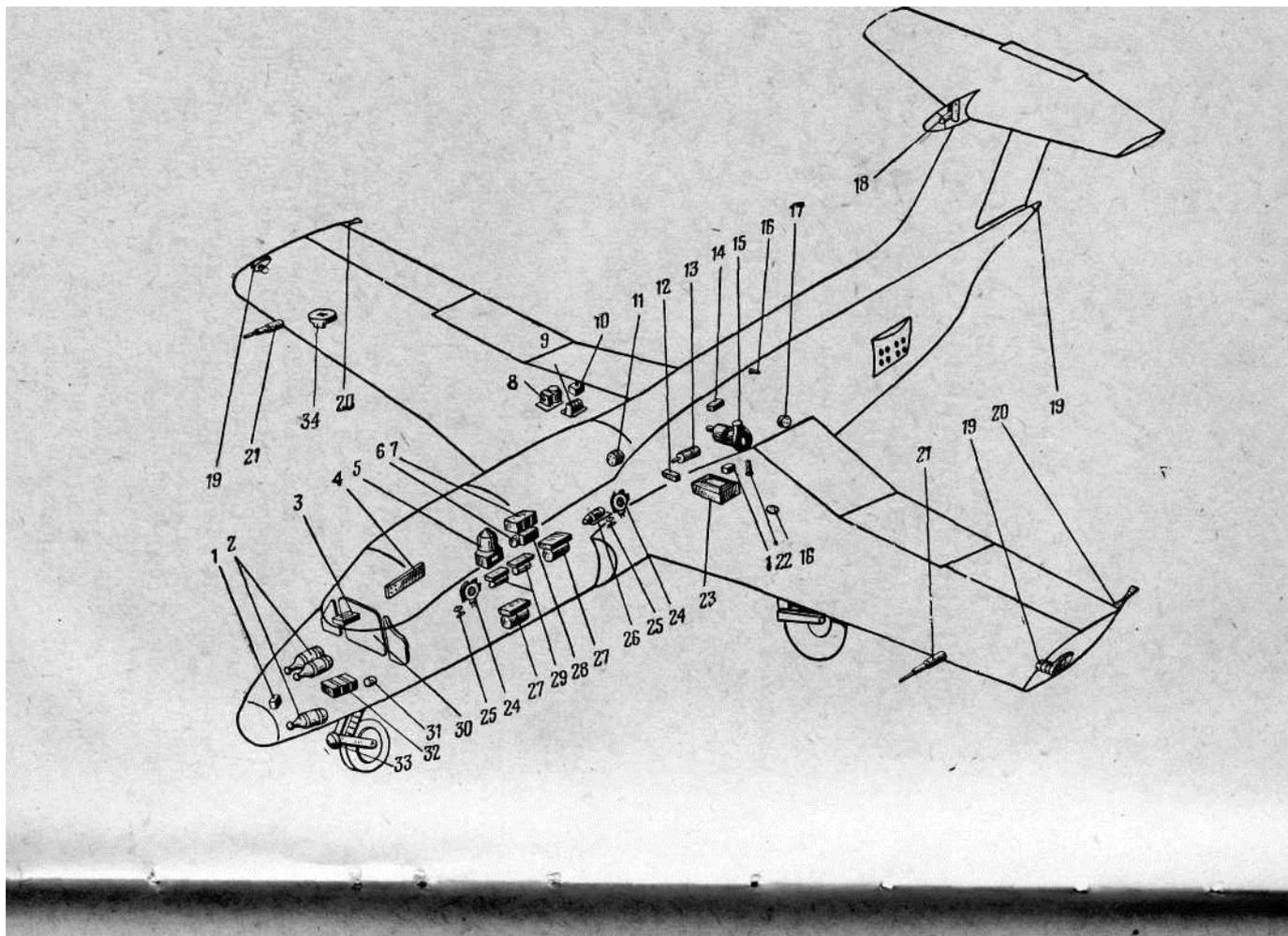


Рис. 11.1. Схема размещения авиационного оборудования на самолете Л-29:

1 — контакты; 2 — баллоны кислородные; 3 — главный электрощиток; 4 — вспомогательный электрощиток; 5 — гиросагрегат Г-3М; 6 — выключатель коррекции ВК-53РБ; 7 — усилитель У-6М; 8 — дифференциальное минимальное реле ДМР-400ДС; 9 — регулятор напряжения Р-25А; 10 — автомат защиты от перенапряжения АЗП-1МБ; 11 — коррекционный механизм КМ; 12 — пусковая катушка; 13 — электрический стартер; 14 — коробка блокировки источников питания; 15 — генератор ГСР-3000; 16 — свечи полупроводниковые; 17 — разъем аэродромного питания; 18 — механизм перестановки стабилизатора; 19 — АНО; 20 — электростатические разрядники; 21 — приемники воздушного давления ПВД; 22 — посадочная фара ЛФСВ-45; 23 — пусковая панель; 24 — кислородные приборы КП-18; 25 — кислородные вентили КВ-2МС; 26 — датчик АГД-1; 27, 28, 29 — преобразователи; 30 — приборная доска; 31 — контакты; 32 — аккумуляторная батарея; 33 — фара; 34 — индукционный датчик ГМК-1.

ним регулятором Р-25АМ, а параллельная работа генератора с аккумуляторной батареей обеспечивается дифференциально-минимальным реле ДМР-400ДС. Защита сети от аварийного повышения напряжения генератора осуществляется автоматом защиты от перенапряжений АЗП-1МБ. Регулятор Р-25АМ, реле ДМР-400ДС и автомат АЗП-1МБ размещаются в центроплане справа по полету. Сетевой фильтр СФ-3000, защищающий бортовую сеть от помех генератора, расположен сверху на раме двигателя.

Источниками переменного тока на самолете служат два однофазных преобразователя ПО-250 и два трехфазных преобразователя ПТ-125Ц. Все четыре преобразователя размещаются под полом второй кабины. Преобразователи ПО-250 обеспечивают питанием радиолокационный ответчик опознавания, автоматический радиокompас АРК-9, радиовысотомер РВ-УМ и маркерный радиоприемник МРП-56П. Один из преобразователей ПТ-125Ц питает комплект авиаторизонта АГД-1, а другой — комплект гидродвигательного compassa ГИК-1.

Для подключения аэродвигательного источника электроэнергии постоянного тока служит розетка, расположенная на левом борту самолета. Для того чтобы отключить бортовые источники при подключении аэродвигательного и предотвратить подключение аэродвигательного источника или бортовой аккумуляторной батареи с перепутанной полярностью, служит коробка блокировки источников питания.

Система распределения электрической энергии постоянного тока состоит из электрической сети и распределительных устройств защитной и коммутационной аппаратуры. Электрическая сеть самолета является однопроводной, радиальной. От генератора и бортовой аккумуляторной батареи энергия подводится к центральной шине, питающей отдельные распределительные устройства, к которым подключены потребители.

Генератор и аккумуляторная батарея защищены инерционными предохранителями ИП-100 и ИП-150. Защита сети от коротких замыканий и перегрузок осуществляется главными предохранителями и автоматами защиты сети.

Управление работой всех потребителей электроэнергии сосредоточено на электрощитках. На рис. 11.2

313

жазан внешний вид главного, а на рис. 11.3 — вспомогательного (электрощитков первой кабины. Главный электрощиток располагается на правой горизонтальной панели кабины, а вспомогательный крепится вертикально к правому борту кабины. Во второй кабине имеется один электрощиток. Назначение выключателей, автоматов защиты сети и ручек реостатов электрощитков ясно из надписей под ними.

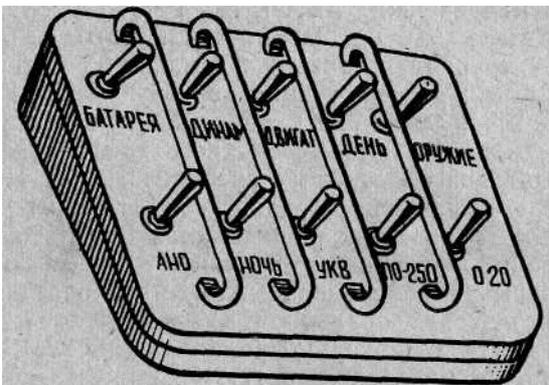


Рис. 11.2. Главный электрощиток первой кабины

Особенности схемы снабжения электроэнергией радиоэлектронного оборудования. Питание радиолокационного ответчика обеспечивается одним преобразователем ПО-250 при включении автоматов защиты 020 на главном электрощитке и ПО-250 020 на вспомогательном электрощитке. Второй преобразователь ПО-250 питает АРК-9, РВ-УМ и МРП-56П. Включение этих потребителей низводится автоматами защиты «ПО-250» на главном электрощитке и «АРК», «ПО-250 АРК», «РВ-УМ МРП» на вспомогательном электрощитке. При отказе второго преобразователя необходимо включить переключатель «Преобр. зап.» на вспомогательном электрощитке. При этом радиолокационный ответчик отключается работающего первого преобразователя и к нему подключаются К-9, РВ-УМ и МРП-56П.

Для сигнализации о критических режимах и отказах в работе отдельных систем и агрегатов оборудования самолета на приборке досках кабин устанавливаются световые табло Т-9 (рис. 11.4) высвечивающимися надписями в окнах, закрытых цветными светофильтрами.

§ 11.2. ЭЛЕКТРОЭНЕРГЕТИЧЕСКАЯ СИСТЕМА

Электроэнергетическая система самолета (рис. 11.5), помимо перечисленных в § 11.1 агрегатов, включает в себя коммутационную аппаратуру, вольтамперметры и лампочки сигнализации.

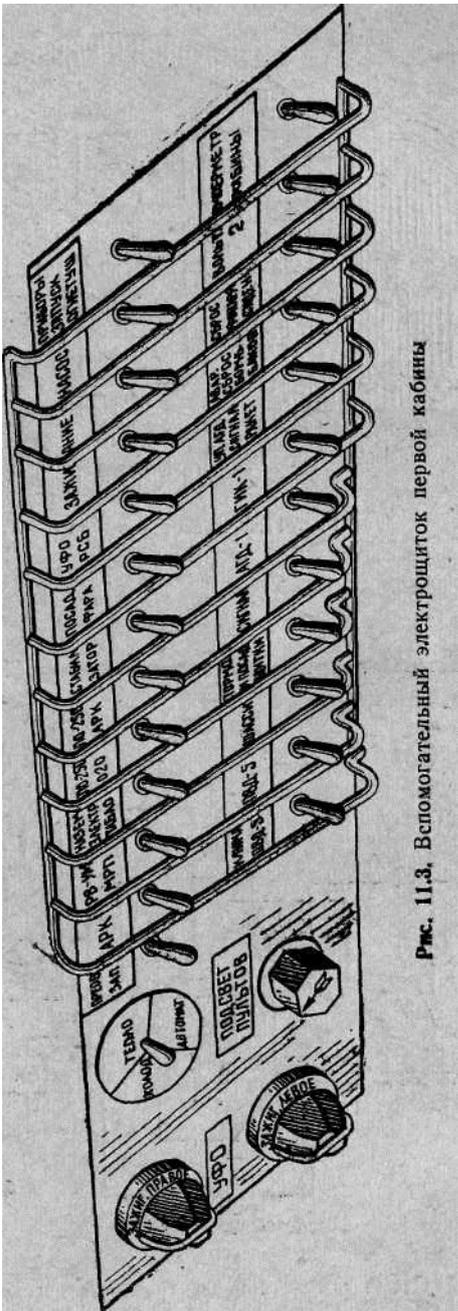


Рис. 11.3. Вспомогательный электрощиток первой кабины

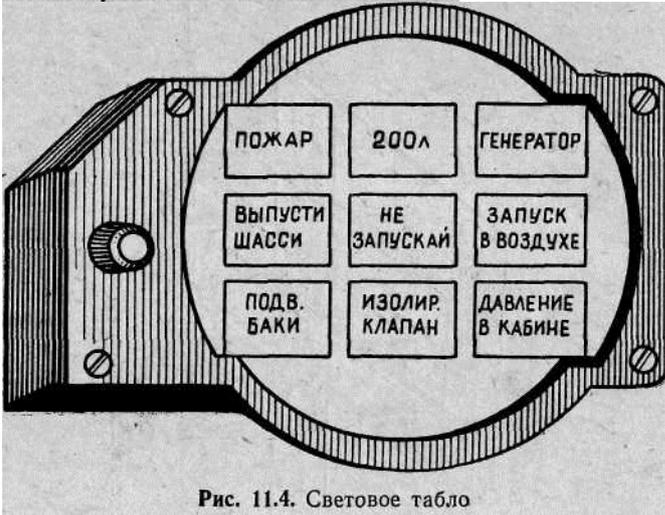
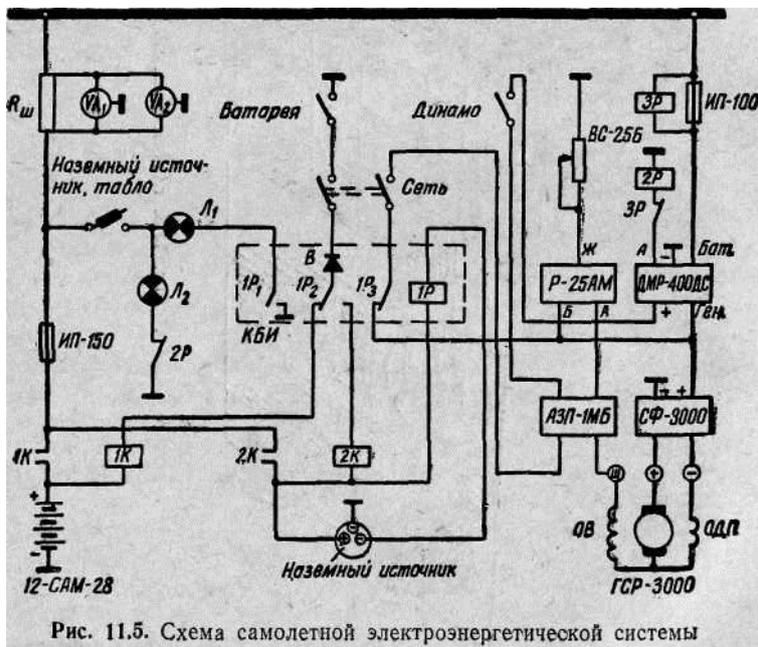


Рис. 11.4. Световое табло



Вольтамперметры VA_1 и VA_2 , располагающиеся на приборных досках первой и второй кабин, служат для контроля за величиной тока бортовой аккумуляторной батареи (наземного источника) и напряжения бортсети. Ток контролируется непрерывно, а Напряжение— только при нажатой кнопке прибора. Лампочка L_x с зеленым светофильтром на левом горизонтальном пульте первой кабины с надписью «Наземный источник» сигнализирует о подключении к бортсети наземного источника. Лампочка L_2 с надписью «Генератор», расположенная в световом табло Т-9, служит для сигнализации об аварийных режимах работы генератора.

Для подключения бортовой аккумуляторной батареи к борт-сети необходимо замкнуть выключатель «Батарея» на главном электрощитке и спаренный выключатель «Сеть» на электрощитке второй кабины. При этом через контакты IP_1 и селеновый вентиль B коробки блокировки источников- КБИ замыкается цепь обмотки контактора IK , подключающего батарею 12-САМ-28 I к центральной шине бортсети. Вентиль B предотвращает срабатывание контактора IK и подключение батареи с неправильной полярностью. Стрелки вольтамперметров отклоняются вправо от нуля, если имеются включенные потребители, показывая ток разряда аккумуляторной батареи.

Для проверки степени разряженности бортовой батареи нужно включить автомат защиты сети «Двигат.» на главном электрощитке, замыкающий цепь питания электродвигателя пускового насоса, а затем нажать кнопку вольтамперметра. Прибор должен показывать напряжение не менее 24 в. После окончания проверки автомат защиты «Двигат.» выключается.

Для подключения наземного источника необходимо замкнуть выключатели «Батарея», «Сеть» и автомат защиты «Наземн. электр. табло» на вспомогательном электрощитке. При этом от наземного источника срабатывает реле IP в коробке КБИ и переключившийся контакт IP_2 замыкает цепь обмотки контактора $2K$, контактами которого наземный источник подключается к борт-сети самолета. Вентиль B исключает подключение наземного источника с неправильной полярностью. Одновременно контактами IP_3 разрывается цепь управления ДМР-400ДС и генератор не подключается к бортсети (при включенном выключателе «Динамо») до тех пор, пока не будет отключен наземный источник.

Контактами IP_1 замыкается цепь питания лампочки L_x с надписью «Наземный источник», и она загорается. Лампочка L_2 «Генератор» на табло Т-9 также горит.

После запуска авиадвигателя, при включенном выключателе «Динамо» и отсоединенном наземном источнике, контактором IK подключается к сети бортовая батарея, а на скорости вращения 32—36% дифференциально-минимальное реле ДМР-400ДС автоматически подключает к бортсети генератор. Срабатывает реле $2P$ и своими контактами разрывает цепь лампочки L_3 . Обе лампоч-

317

L_1 и L_2 гаснут, а стрелки вольтамперметров отклоняются влево от нуля, показывая ток заряда бортовой батареи.

В процессе прогрета авиадвигателя рекомендуется на скорости ашения 52% проверить напряжение генератора (бортсети). При жатии кнопки вольтамперметр должен показывать 28—29 в.

При перегорании предохранителя ИП-100 к обмотке низко-льтного реле $3P$ будет приложена разность напряжения гене-тора и бортовой батареи 3—5 ей реле сработает. Контактами ' разрывается цепь обмотки реле $2P$, которое своими контактами мкнет цепь питания лампочки L_2 «Генератор». Лампочка

загорается, сигнализируя о том, что генератор отключен от бортсети. В этом летчик обязан оставить включенными только потребители, необходимые для полета к аэродрому, а все остальные выключить. При отказе регулятора Р-25АМ напряжение генератора повышается и при напряжении 31 в через 1,2 сек срабатывает автомат Щ-1МБ. При этом ДМР-400ДС отключает генератор от борт-ги, обесточивается реле 2Р и загорается лампочка Л₂ «Генера-р» на табло Т-9. При напряжении 50 в АЗП-1МБ срабатывает рез 0,04 сек.

Во всех случаях отказа генератора, определяемого по загоранию лампочки Л₂ и отклонению стрелок вольтметров вправо от ля, необходимо прекратить выполнение полетного задания и ложить руководителю полетов.

Во время полета напряжение генератора в случае необходимости можно подрегулировать с помощью выносного сопротивления ВС-25Б, рукоятка которого находится на пульте второй бины.

§ 11.3. ЭЛЕКТРИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ

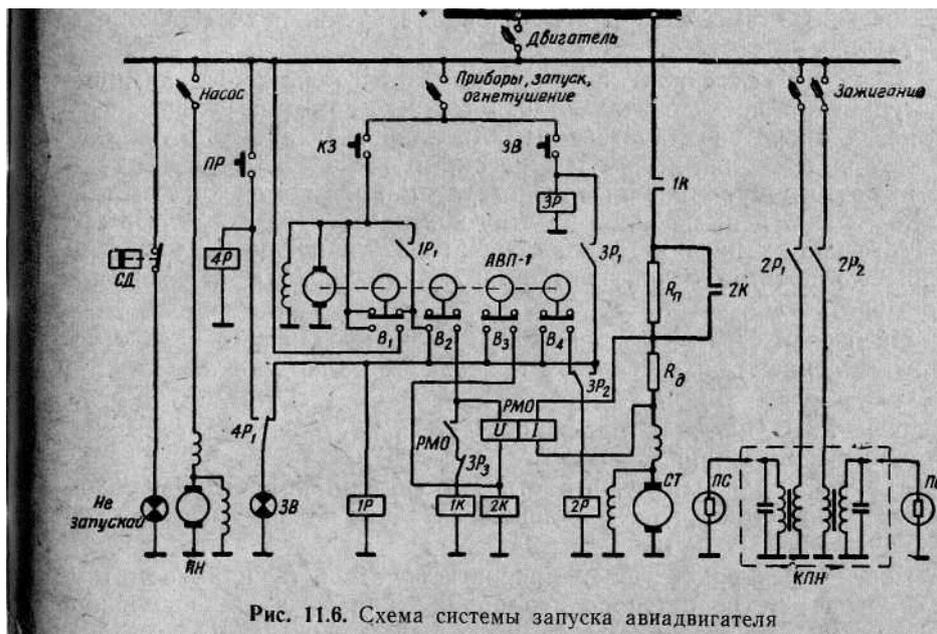
Система управления запуском реактивного двигателя. Электрическая схема системы запуска реактивного двигателя М701 молота Л-29 приведена на рис. 11.6. В систему запуска входят: электрический стартер СТ; пусковой насос ПН; двоянная низко-льтная пусковая катушка КПН; две полупроводниковые све- ПС; пусковая панель, в которой размещаются автомат времени пуска АВП-1; два контактора 1К и 2К; пусковое сопротивление #_п=0,14 ом; двухобмоточное реле максимальных оборотов ВО и реле блокировки IP. Расположение основных агрегатов системы запуска и аппаратуры управления показано на с. 11.1-11.3.

Электрический стартер передает вращающий момент на вал двигателя через муфту сцепления и редуктор с передаточным числом 1:4. Скорость вращения стартера при номинальных напряжении 24в и токе 350а составляет 3000 об/мин. Пусковой насос обеспечивает подачу топлива из основных баков к двигателю под давлением 0,5¹-1,0 кг/см². При давлении 0,3 кг/см² срабатывает

8

сигнализатор давления СД и своими контактами разрывает цепь сигнальной лампы «Не запускай» на табло Т-9. Только после ее погасания можно нажимать кнопку запуска КЗ.

Процесс запуска авиадвигателя является двухступенчатым и осуществляется в функции времени с помощью автомата АВП-1. Длительность цикла работы АВП-1 составляет 25 сек. Выключение электростартера производится по скорости вращения турбокомпрессора с помощью реле РМО, если двигатель достигает скорости вращения «от до окончания цикла работы АВП-1.



Система управления обеспечивает запуск авиадвигателя на земле от аэродромного источника энергии или от бортовой аккумуляторной батареи, а также запуск в воздухе и холодную прокрутку. При запуске авиадвигатель выходит на обороты малого газа (35+4%) за время не более 1 мин. Схема (рис. 11.6) работает следующим образом.

Запуск на земле. Для подготовки к запуску необходимо подать команду о подключении аэродромного источника электроэнергии, установить рычаг управления двигателем в положение «Малый газ», включить автоматы защиты сети «Двигат.», «Динамо», «Батарея» на главном электрощитке и все выключатели и автоматы защиты на вспомогательном электрощитке, кроме выключателя «Преобр. зап.». Этим самым

подается питание на схему управления запуском, вступает в работу пусковой насос и

319

рез некоторое время гаснет лампочка «Не запускай» на табло 9.

При нажатии кнопки запуска *KЗ* питание поступает на авто-1т времени *АВП-1* и через замкнутые верхние контакты микро-реле *B* на реле *IP*, лампочку сигнализации о запуске *ЗВ* к контактам микровыключателей *B*₁ и *B*₂. Реле *IP* срабатывает и контактами *IP* блокирует верхние контакты микровыключателя *B*₁.

Электродвигатель *АВП-1* начинает вращаться и через 0,5 сек срабатывает микровыключатель *B*₂, замыкая нижние контакты, ими контактами блокируется кнопка запуска, и ее можно отпустить.

Через 1,5 сек срабатывает микровыключатель *B*₃ и питание поступает на последовательно включенные обмотки реле максимальных оборотов и контактора *2К*. Сопротивление обмотки намотки *РМО* намного больше сопротивления обмотки контактора, поэтому срабатывает только реле *РМО*. Своими контактами замыкает цепь питания обмотки контактора *1К*. Контакт *1К* срабатывает, и питание через контакты *1К* и пусковое сопротивление *R*_н поступает на электростартер. Начинается первая ступень запуска.

На первой ступени основная часть напряжения сети падает на сопротивление *R*_н и к стартеру подводится всего 2—4 в.

Часть пускового тока стартера проходит через токовую обмотку реле *РМО*, которая надежно удерживает контакты *РМО* в замкнутом состоянии.

Убедившись по звуку, что стартер вступил в работу, необходимо рычаг стоп-крана топливной системы плавно переместить в положение «Открыто».

Через 5 сек срабатывает микровыключатель *B*₃ и на обмотку контактора *2К* подается полное напряжение сети.

Одновременно контактами *B*₃ шунтируется обмотка напряжения *РМО*. Контакт *2К* срабатывает и шунтирует пусковое сопротивление *R*_н. Ток рез стартер резко возрастает, и начинается вторая ступень запуска. Контакты *РМО* удерживаются в замкнутом состоянии токовой обмоткой.

Через 6—7 сек срабатывает микровыключатель *B*₄ и поступает питание на реле *2Р*, которое контактами *2Р*₁ и *2Р*₂ включает пусковую катушку *КПП*. Свечи *ПС* воспламеняют топливо, и турбина авиадвигателя вступает в работу. С ростом скорости вращения турбины уменьшается ток, потребляемый стартером. При скорости вращения турбины $n_{от}$ ток стартера, а следовательно, ток через токовую обмотку *РМО* уменьшаются настолько, что реле *РМО* размыкает свои контакты. Этим самым обесточивается обмотка контактора *1К*, контакты которого выключают питание стартера.

Через 25 сек заканчивается цикл отработки автомата *АВП*,

О

схема управления запуском обесточивается и возвращается в исходное состояние. Сигнальная лампочка *ЗВ* гаснет.

Если в процессе запуска прекратится подача электроэнергии, то блокировочное реле *IP* разомкнет контакты *IP*_н и диски *АВП-1* останутся в промежуточном положении. При повторном включении источника электроэнергии питание будет поступать через нижние контакты *B*_х только на электродвигатель *АВП-1*, который вернет кулачковый механизм в исходное состояние. Этим исключается возможность подачи на стартер полного напряжения сети, что могло бы привести к динамическому удару и поломке сцепления. Для повторного запуска необходимо снова нажать кнопку *KЗ*.

В процессе запуска необходимо следить за тем, чтобы температура газов за турбиной не превышала 700° С, а давление масла было не ниже 0,5 кг/см². При выходе за указанные пределы нужно прекратить запуск, для чего установить стоп-кран в положение «Закрыто». Допускается производить три повторных запуска с перерывом между ними в 2 мин.

Запуск в воздухе. Производится на высотах 1500—7000 м при приборной скорости 250—400 км/час, а на высотах 7000—8000 м при скорости 300—350 км/час. Скорость вращения двигателя за счет авторотации должна быть не более 17%.

Для запуска в воздухе необходимо закрыть стоп-кран, установить РУД на упор малого газа и ограничить потребление электроэнергии, выключив автомат защиты «ПО-250» на основном электропитании и выключатель «Питание» на щитке радиолокационного ответчика (на самолетах с 19-й серии отключение этих потребителей производится автоматически); после чего нажать кнопку *ЗВ* запуска в воздухе. При этом срабатывает реле *ЗР*, которое контактами *ЗР*₃ размыкает цепь питания обмотки контактора *1К*, а контактами *ЗР*_х и *ЗР*₂ замыкает цепь питания реле *2Р* и лампочки сигнализации *ЗВ*. Реле *2Р*, сработав, включает контактами *2Р*₁ и *2Р*₂ катушку зажигания.

При запуске в воздухе питание на электростартер не подается, но автомат *АВП-1* работает. За процессом запуска наблюдают по тахометру.

Прокрутка авиадвигателя. Прокрутка авиадвигателя производится на земле. При этом автоматы защиты «Насос» и «Зажигание» не включаются и стоп-кран остается закрытым. Схема управления работает так же,

как и при запуске на земле.

Кнопка *ПР*, расположенная на табло Т-9, служит для проверки исправности ламп сигнализации табло Т-9, в том числе и лампы *ЗВ*.

Система управления уборкой и выпуском шасси. Система управления уборкой и выпуском шасси самолета Л-29 является электрогидравлической. Принципиальная схема системы приведена на рис. 11.7. В состав системы управления шасси входят следующие элементы:

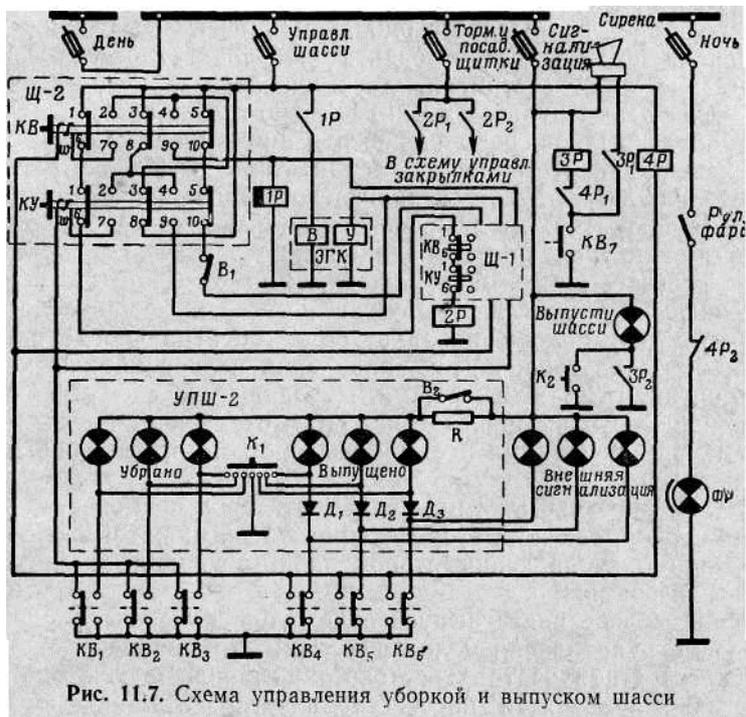
321

- электрогидрокран ЭГК, управляющий подачей гидросмеси полости выпуска и уборки силовых цилиндров шасси; размещается в нише правого колеса;
- два щитка управления шасси в первой (Щ-1) и второй (Щ-2) кабинах; на щитках расположены кнопки выпуска (*КВ*) /борки (*КУ*) шасси, имеющие обмотку с арретированием нажатия;
- указатели положения шасси во второй (УПШ-2) и первой (УПШ-1) кабинах (на схеме не показан). Каждый указатель имеет 1 лампочку с красными светофильтрами для сигнализации раннего положения шасси и три лампочки с зелеными светофильтрами для сигнализации о выпущенном положении шасси, кнопка *К* позволяет проверить исправность ламп, а выключатель *В₂* — уменьшить яркость свечения ламп в ночном полете. Диоды *Д₁—Д₃* предотвращают загорание ламп внешней сигнализации при нажатии кнопки *К*;
- концевые выключатели *КВ₁—КВ₂* убранного положения шасси, *КВ₄—КВ₆* — выпущенного положения шасси и концевой выключатель *КВ₇*, замыкающийся при выпуске закрылков;
- сирена, расположенная в первой кабине самолета слева от места летчика;
- коммутационная аппаратура.

Состояние элементов на рис. 11.7 соответствует выпущенному положению шасси. При включении автоматов защиты «День», правл. шасси» и «Сигнализация» подается питание на щиток управления Щ-2 и через замкнутые контакты 5—10 кнопок *КВ* и выключатель *В*, — на щиток Щ-1. Одновременно с этим загорятся лампочки выпущенного положения шасси и внешней сигнализации. Через замкнутые контакты 1—6 кнопок *КВ* и *КУ* этих щитков управления питание поступает на обмотку реле *2Р* горюе своими контактами *2Р₁* и *2Р₂* подает питание в схему управления закрылками.

Уборка и выпуск шасси могут осуществляться как из первой, так и из второй кабины. Если управление происходит из второй кабины, то контактами 5—10 кнопок щитка Щ-2 разрывается цепь дачи напряжения на щиток Щ-1 и управление из первой кабины становится невозможным. С помощью выключателя *В₁* установленного на приборной доске второй кабины, можно имитировать работу схемы управления шасси из первой кабины. Для уборки шасси необходимо нажать кнопку *КУ*. При этом на контакты кнопки 4—9 подается питание на обмотку (Уборка) электрогидрокрана и шасси начинает убираться. Через контакты 2—7 и замкнутые концевые выключатели *КВ₂—КВ₃* разрывается цепь обмотки арретирования и кнопка будет удерживаться в утопленном состоянии. Контактными 1—6 кнопки *КУ* разрывается цепь обмотки реле *2Р* и размыкаются контакты *2Р₁* и *2Р₂* /правление закрылками во время уборки шасси невозможно.

Как только шасси уберется, концевые выключатели *КВ₁—КВ₆* переключатся. Этим самым разрывается цепь обмотки арретирования кнопки, и она возвращается в исходное состояние. Одновременно загораются лампочки сигнализации об убранном положении шасси и гаснут лампочки сигнализации о выпущенном положении. Срабатывает реле *4Р*, и разомкнувшиеся контакты *4Р₂* препятствуют включению рулевой фары *ФР* при убранном шасси.



Если при убранном шасси летчик выпустит закрылки на посадочный угол 30° , то сработает концевой выключатель KB_7 и питание будет подаваться на обмотку реле $3P$ (контакты $4P_X$ замкнуты). При этом контактами $3P_X$ включится сирена, а $3P_2$ — лампочка сигнализации «Выпусти шасси» на табло Т-9. Кнопка $/C_2$ служит для проверки исправности этой лампы.

Для выпуска шасси необходимо нажать кнопку KB на одном из щитков управления. При этом кнопка арретируется, цепь питания схемы управления закрылками разрывается и через контакты 4—9 кнопки подается питание на обмотку реле $1P$. Через контакты реле $1P$ подается питание на обмотку B («Выпуск») электро-гидрокрана, и шасси выпускается. Концевые выключатели $/C_{\Gamma}$ — KB_6 переключаются, загораются лампочки сигнализации выпущенного положения шасси и погасают — убранного, обесточиваются.

323

Реле $3P$ и $4P$, разрывается цепь арретирования кнопки KB она возвращается в исходное состояние. Реле $1P$ имеет выдержку времени на отпускание 3 сек. Поэтому после возвращения кнопки исходное состояние еще в течение 3 сек подается питание на обмотку B электрогидрокрана, чем обеспечивается надежность постановки шасси на замки выпущенного положения.

Система управления закрылками и стабилизатором. На самолете Л-29 применяется электрогидравлическое управление выпуском и уборкой закрылков с одновременной перестановкой стабилизатора с помощью электродвигателя. Электрическая схема системы (рис. 11.8) состоит из двух щитков управления, расположенных на левых пультах кабин; электрогидрокрана ЭГК выпуска уборки закрылков, размещенного в нише правого колеса; электро-механизма перестановки стабилизатора МПС; концевых выключателей KB_1 — KB_6 ; сигнализатора давления CD ; коммутационной аппаратуры и лампочек сигнализации.

На щитках управления находится по три кнопки с обозначениями, соответствующими положению щитков 0 , 15° и 30° и по три лампочки сигнализации. На схеме рис. 11.8, изображенной для фанного (0°) положения закрылков и нейтрального (0°) положения стабилизатора, щиток управления первой кабины не показан. Контакты $2P_X$ и $2P_2$ реле $2P$, входящего в схему управления уборкой и выпуском шасси (рис. 11.7), отключают питание схемы управления закрылками и стабилизатором на время уборки и выпуска шасси.

Управление закрылками и стабилизатором можно осуществлять как из первой, так и из второй кабины. При нажатой любой кнопкой на щитке управления второй кабины управление из первой кабины невозможно.

Схема обеспечивает выпуск закрылков в любое из указанных положений. При этом одновременно поворачивается стабилизатор хвостового оперения самолета — при выпуске закрылков на 15° носок стабилизатора отклоняется вниз на 5° , а при выпуске закрылков на 30° — на $3^\circ 55'$. Момент перестановки стабилизатора отмечается загоранием сигнальных ламп ST

Стабилизатор») с красным светофильтром на приборных досках

Уборка закрылков производится также из любого положения одновременной перестановкой стабилизатора в нейтральное положение. При достижении скорости полета 290 км/час уборка закрылков и перестановка стабилизатора осуществляются автоматически. Это обеспечивается сигнализатором давления СД

Для подключения схемы к бортовой сети самолета необходимо «ладчить» автоматы защиты сети: «День» (на главном электро-итке), «Тормозные и посадочные щитки», «Сигнализация» и «Стабилизатор» (на вспомогательном электрощитке). При этом подается питание к щиткам управления, загорается лампочка Л_х сигнализации об убранном положении закрылков, срабатывают

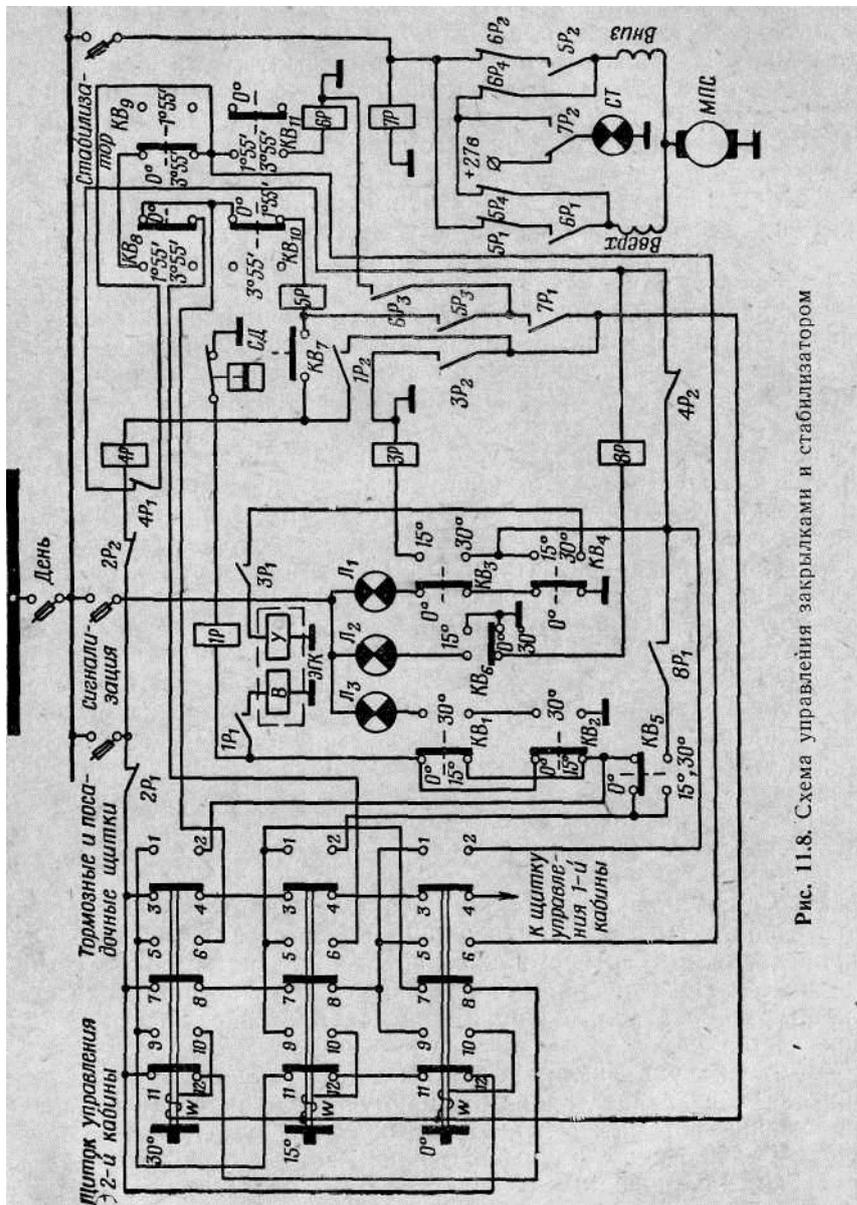


Рис. 11.8. Схема управления закрылками и стабилизатором

325

реле 4P, 7P, 8P. Реле 4P контактами 4P₁ и 4P₂ размыкает цепи подачи питания на механизм МПС и обмотку уборки (У) электрогидрокрana, предназначенные для автоматической уборки закрылков и стабилизатора. Реле 7P контактами 7P₂ подключает лампочку СТ к схеме поворота стабилизатора, а реле 8P контактами 8P₁ подготавливает цепь уборки закрылков с 30° на 15°. Рассмотрим для примера процесс выпуска закрылков на 30°. При нажатии кнопки с индексом «30°» через контакты кнопки 1—2, концевые выключатели KB₁, KB₂ и контакты СД замыкается цепь обмотки реле IP. Замкнувшимися контактами IP₁ подается питание на обмотку выпуска (В) электрогидрокрana, и закрылки начинают выпускаться. Контакты IP₂ замыкают цепь обмотки ар-ретирования, и кнопка во время выпуска будет удерживаться в утопленном состоянии. Контактными 3—4 кнопки разрывается цепь подачи питания к щитку управления первой кабины.

Когда закрылки, выпускаясь, отклонятся на 10°, сработает концевой выключатель KB₇. При этом через контакты 5—6 кнопки выпуска, контакты KB₁₀, KB₇ и СД замкнется цепь обмотки реле 5P. Реле 5P

срабатывает, замыкаются контакты $5P_2$ и начинается перестановка стабилизатора. Одновременно загорается лампочка CT , сигнализирующая о том, что стабилизатор поворачивается. Контакты $5P_3$ замыкают цепь дублирования обмотки арретирования, а контактами $5P_4$ на время работы МПС разрывается цепь реверса электродвигателя МПС.

Когда закрылки выпустятся на 30° и носок стабилизатора отклонится вниз на $3^\circ 55'$, переключаются концевые выключатели KVi — KV_5, KV_6, KV_{10} и KV_{11} . При этом обесточиваются реле IP , $5P$ и прекращается выпуск закрылков и перестановка стабилизатора. Гаснут лампочки L_1 и CT , а загорается лампочка L_3 . Контактными $1P_2$ разрывается цепь обмотки арретирования, и кнопка возвращается в исходное состояние.

Для уборки закрылков необходимо нажать кнопку «0°». При этом подается питание на реле $3P$, контактами которого $3P_1$ замыкается цепь обмотки уборки ($У$) ЭГК, а $3P_2$ — обмотки арретирования кнопки. Закрылки начинают убираться. Одновременно через контакты 5—6 кнопки и KV_{11} подается питание на реле $6P$, контактами $6P_1$ которого включается МПС и лампочка сигнализации CT . По окончании уборки закрылков и перестановки стабилизатора в нейтральное положение схема возвращается в исходное состояние.

Как уже указывалось, при скорости полета 290 км/час закрылки и стабилизатор возвращаются в убранное (нейтральное) положение автоматически. Происходит это следующим образом. При $V=290 \text{ км/час}$ размыкаются контакты CD и обесточивается реле $4P$. Замкнувшимися контактами $4P_2$ подается питание на обмотку реле $3P$ и через контакты $3P_1$ на обмотку уборки ЭГК, а контактами $4P_1$ — на обмотку реле $6P$. Контактными $6P_1$ включается МПС и лампочка CT . По окончании уборки закрылков и

перестановки стабилизатора в нейтральное положение схема возвращается в исходное состояние. Приведенное описание работы системы позволяет без затруднений проследить динамику выпуска закрылков на 15° или выпуск закрылков с 15 на 30° , а также возможные случаи уборки закрылков.

Для контроля в полете за исправностью лампочки с надписью [«Стабилизатор»] необходимо кратковременно выключить на вспомогательном щитке автомат защиты «Стабилизатор».

Система управления тормозными щитками, она служит для выпуска и уборки тормозных щитков, расположенных на бортах хвостовой части фюзеляжа, и для контроля за их положением.

Управление щитками электрогидравлическое и может осуществляться как из первой, так и из второй кабины. Если управление осуществляется из второй кабины, то управление из первой кабины отключается. Выпущенное положение щитков сигнализируется лампочками L_1 и L_2 с зелеными светофильтрами, расположенными на приборных досках кабин и снабженных надписями «Тормозные щитки выпущены».

При полете с числом $M < 0,7$ щитки выпускаются автоматически и загораются лампочки $M_{\text{макс}}$ с красными светофильтрами, расположенные в левых верхних углах приборных досок. При $M < 0,7$ щитки автоматически убираются.

На рисунке 11.9 приведена электрическая схема системы управления щитками

327

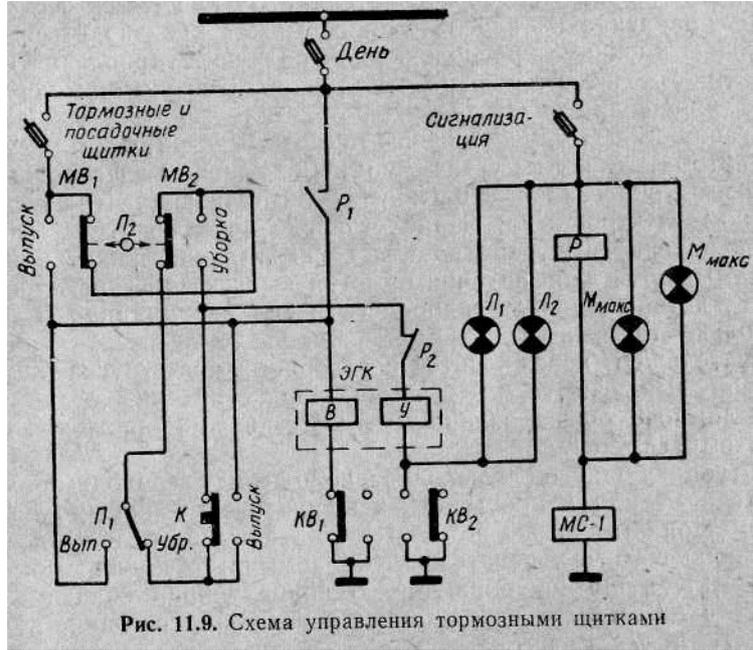


Рис. 11.9. Схема управления тормозными щитками

щитками (щитки убраны). В состав системы входят: электрогидрокран ЭГК управления выпуском и уборкой щитков, размещенный в нише правого колеса; концевые выключатели KV_1, KV_2 ; указатель числа M — $MC-1$; реле P автоматического выпуска и уборки; лампочки сигнализации и органы управления.

Управление щитками из второй кабины осуществляется с помощью нажимного переключателя $Я_2$ с нейтральным положением, сполженно'го на рычаге управления двигателем. Нажатие на кюатку переключателя $П_2$ назад или вперед (по полету) вызы-ет срабатывание микровыключателя $МВ_1$ или $МВ_2$ соответст-нно. Управление из первой кабины может производиться либо помощью кнопки $К$, расположенной на ручке управления само-том, либо с помощью переключателя $П_1$, расположенного на ачаге управления двигателем.

Питание в схему управления тормозными щитками подается рез автоматы защиты сети «День» (на главном электрощитке), 'ормозные и посадочные щитки» и «Сигнализация» (на вспомо-тельном электрощитке). При установке переключателя $П_1$ или $П_2$ в положение выпуска (по полету назад) или нажатии кноп-

$К$ замыкается цепь питания обмотки выпуска электрогидрокра- ЭГК, который подает гидросмесь в силовой цилиндр щитков, ак только тормозные щитки полностью выпустятся, концевой [ключатель $КВ_2$ переключится и разорвет цепь выпуска щитков, энцевой выключатель $КВ_2$ замкнет цепь питания обмотки $У$ «К и лампочек сигнализации $Л_1$ и $Л_2$ с началом движения щит-в на выпуск.

Для уборки щитков в исходное положение необходимо пере-ючатель $П_1$ или $П_2$ поставить в положение уборки (по полету еред). При этом через замкнутые контакты $Р_2$ реле $Р$ и кон-кты концевого выключателя $КВ_2$ замыкается цепь обмотки орки- ЭГК и щитки убираются. В конце уборки концевые вы-ючатели $КВ_1$ и $КВ_2$ возвращаются в исходное состояние и лам-чки $Л_1$ и $Л_2$ гаснут.

Реле $Р$ и контакты указателя МС-1 обеспечивают автоматиче-ий выпуск и уборку щитков. По достижении скорости полета $\wedge 0,7$ в указателе МС-1 замыкаются контакты и срабатывает ле $Р$. Одновременно загораются лампочки $М_{\text{макс}}$ - Через контак-

$Р_1$ подается питание на обмотку выпуска ЭГК и щитки выпу-аются. Разомкнувшиеся контакты $Р_2$ не позволяют убрать-щит-

с помощью переключателя $П_1$ или $П_2$ до тех пор,, пока число $\wedge 0,7$. При $М < 0,7$ контакты МС-1 размыкаются и реле $Р$ есточивается. Лампочки $М_{\text{макс}}$ погасают. Через переключатель

(в полете он должен находиться в положении «Убр.»), кноп- $К$ и замкнувшиеся контакты $Р_2$ питание поступает на обмот- $У$ электрогидрокрана и щитки убираются.

Проверка работоспособности системы управления выпуском и оркой тормозных щитков на земле осуществляется при опробо-нии авиадвигателя на скорости вращения не менее 65%.

Управление посадочной фарой, обогревом приемников ПВД-5 и освещением кабин. Принципиальная электрическая схема управления посадочной фарой, обогревом приемников ПВД-5 и освещением кабин на рис. 11.10 изображена для убранного положения фары и выключенного питания аэронавигационных огней, обогрева приемников ПВД-5 и освещения кабин.

Аэронавигационные огни и освещение кабины включаются с помощью автомата защиты «АНО» на главном электрощитке. Реостат $Р_1$ на вспомогательном электрощитке с надписью «Подсвет пультов» служит для регулировки яркости ламп освещения $Л_1$ — $Л_4$, размещенных под козырьками кабин.

При включении автоматов защиты «Ночь», «УФО ЛФСВ-45», «Посад, фара» подается питание на лампы ультрафиолетового облучения шкал приборов, в систему управления выпуском и уборкой посадочной фары и цепь питания нити накала лампы-фары.

Реостаты $Р_2$ и $Р_3$ («Зажигание левое», «Зажигание правое») размещаются на вспомогательном щитке и служат для включения и регулировки яркости ламп УФО.

Управление выпуском и уборкой фары осуществляется с помощью переключателей $П_1$ и $П_2$, расположенных на приборных досках первой и второй кабин. При установке любого из переключателей в положение «2» подается питание на реле IP , которое контактами IP_2 замыкает цепь выпуска, а контактами IP_1 разрывает цепь уборки посадочной фары ЛФСВ-45. Цепь нити накала лампы-фары включается с помощью концевого выключателя $КВ$ при выпуске фары на 15° .

Для уборки посадочной фары необходимо переключатель из положения «2» перевести в положение «1». Если в это время второй переключатель будет находиться в положении «2», то фара убираться не будет.

Схема управления обогревом основного (правого) и запасного (левого) приемников ПВД-б включает нагревательные элементы R_5 и #7- Сопротивления $Р_4$ и #6 ограничивают ток в нагревательных элементах.

При включении автоматов защиты «День», «Климат ПВД-5» и нажатии кнопки $К_2$ срабатывает реле $2P$, которое своими контактами замыкает цепь нагревательного элемента R_5 основного (правого) приемника ПВД-5. Контроль за включением обогрева ПВД-5 осуществляется по загоранию лампочки $Л_5$ на 3 в, распо-ложенной внутри кнопки $К_2$, и по утопленному положению кнопки, которая удерживается обмоткой арретирования W_1 . Для выключения обогрева правого приемника ПВД-5 необходимо нажать крат-ковременную кнопку $К_1$. Кнопки включения и выключения обогрева приемников ПВД-5 размещаются на

левом пульте кабины.

Обогрев запасного (левого) приемника ПВД-5 включается при включении АЗС «День», «ПВД-5» и нажатии кнопки K^* . Выключение обогрева осуществляется кнопкой $K\&$.

329

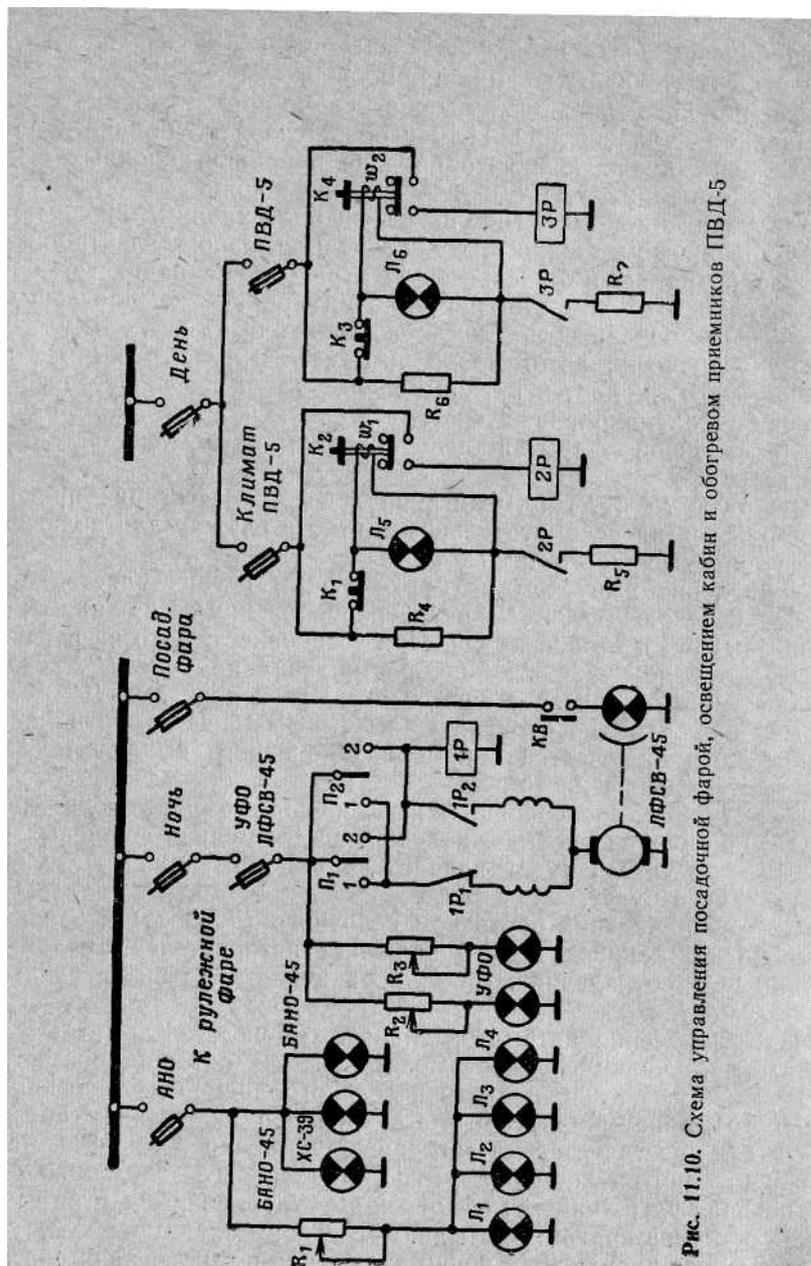


Рис. 11.10. Схема управления посадочной фарой, освещением кабин и обогревом приемников ПВД-5

Система управления противопожарным оборудованием. Противопожарное оборудование служит для обнаружения и ликвидации пожара, возникающего в отсеке авиадвигателя, и состоит из системы сигнализации о пожаре и системы тушения пожара.

В систему сигнализации пожара ССП-2И входят шесть датчиков ДТБГ, исполнительный блок БИ-2И, две лампочки сигнализации о пожаре в табло Т-9 с надписью «Пожар» и два трехпозиционных нажимных переключателя с надписью «Контроль сигнал, пожара», расположенные на приборных досках кабин и служащие для проверки исправности системы ССП-2И.

Датчики размещаются в отсеке авиадвигателя и разделены на две группы по три-датчика в группе. В каждом датчике смонтировано по семь последовательно соединенных хромель-копелевых термопар. Термоэлектродвижущая сила каждой группы датчиков усиливается своим каналом усиления в блоке БИ-2И. При одновременном нагреве датчиков любой из групп до температуры $+200^{\circ}\text{C}$ со скоростью 4°C в секунду в термопарах возникает термоэлектродвижущая сила, достаточная (после усиления) для срабатывания исполнительных реле в блоке БИ-2И. Контактными реле замыкаются цепи питания сигнальных лампочек в табло Т-9. Эти лампочки загораются также и при проверке исправности системы (обоих каналов) с

помощью переключателей «Контроль сигнал, пожара».

В систему тушения пожара входит двухлитровый шаровой баллон с огнегасительным составом, три кольцевых коллектора «в пожароопасной зоне авиадвигателя и две кнопки с надписью «Пожар» на левых горизонтальных пультах кабин. При нажатии любой из кнопок срабатывают пиропатроны в головке баллона и огнегасительная смесь поступает в коллекторы, через отверстия которых разбрызгивается в пожароопасной зоне.

На самолетах до 15-й серии датчиками системы сигнализации пожара служат четыре биметаллических термоизвещателя. В такой системе, как указывалось в главе 4, бывают ложные срабатывания. Поэтому на самолетах с 15-й серии перешли на описанную систему с термоэлектрическими датчиками.

§ 11.4. ПРИБОРНОЕ И КИСЛОРОДНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

Приборное оборудование самолета. Оно объединяет приборы контроля за работой авиадвигателя, пилотажно-навигационные приборы и приборы контроля за работой отдельных систем самолета. Указатели приборов размещаются на приборных досках первой и второй кабин. На рис. 11.11 показан внешний вид приборной доски первой кабины.

К приборам контроля за работой авиадвигателя относятся термометр выходящих газов ТВГ-1, трехстрелочный моторный индикатор типа ЭМИ-ЗР, индукционный тахометр ИТЭ-1, рычажно-поплачковый керосиномер и два сигнализатора давления СД-3.

331

32

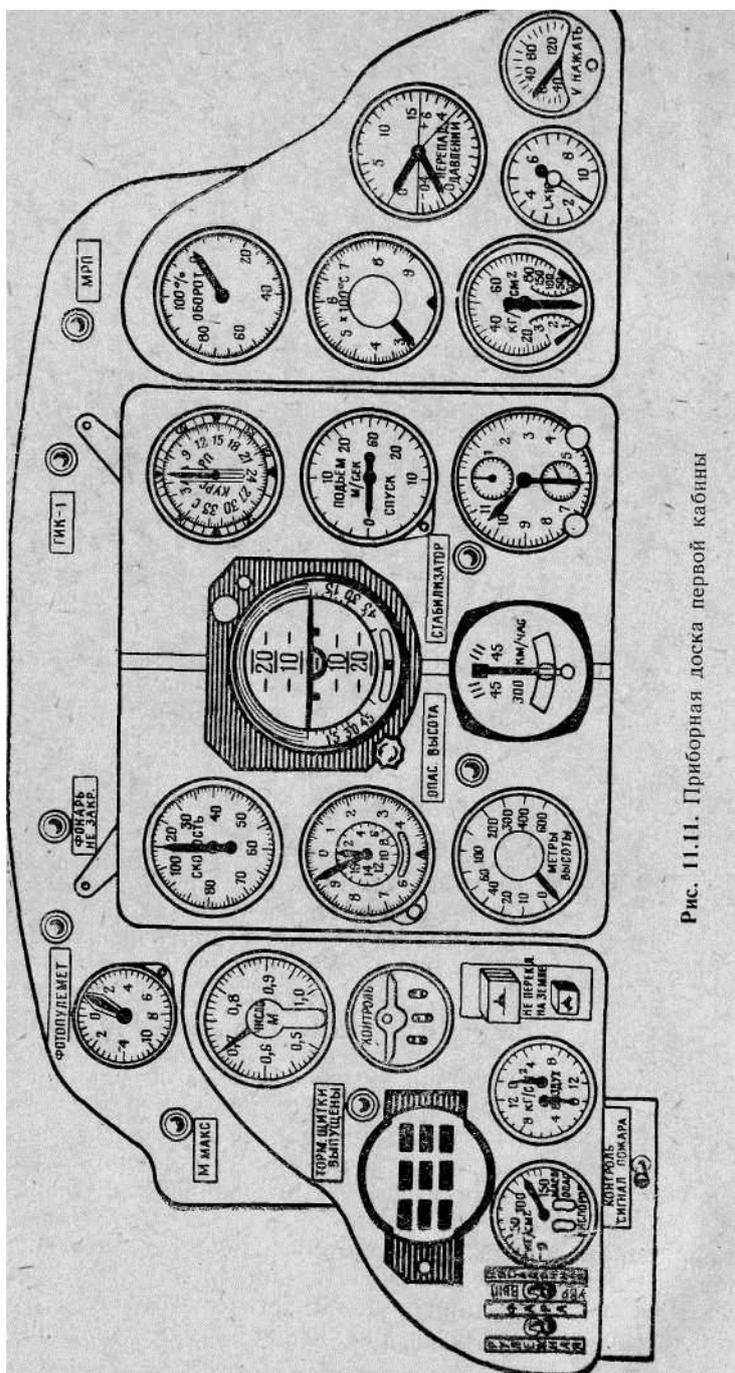


Рис. П.П. Приборная доска первой кабины

Указатели ТВГ-1 устанавливаются в обеих кабинах и с помощью переключателя «Термометр газов — Топливомер», расположенного на приборной доске второй кабины, любой из них может быть подключен к четырем последовательно соединенным термометрам Т-1. Переключатель имеет два положения: «1 Кабина», «2 Кабина», и при самостоятельных полетах курсантов находится в положении «1 Кабина». Термометры располагаются по окружности удлинительной трубы двигателя под углом 90° один к другому.

Комплект индукционного тахометра состоит из одного датчика ДТЭ-2, расположенного на коробке приводов авиадвигателя, и двух подключенных к нему указателей ИТЭ-1. 100% шкалы указателей соответствуют скорости вращения авиадвигателя $15\,400\text{ об/мин}$. Трехстрелочный индикатор измеряет давление топлива ($0\text{—}3\text{ кг/см}^2$), давление масла ($0\text{—}100\text{ кг/см}^2$) и температуру масла ($-50\text{—}+150^\circ\text{C}$).

Комплект керосиномера состоит из рычажно-поплавкового датчика с сигнализацией критического остатка топлива 200 л и двух указателей. Подключение датчика к указателю первой или второй кабины осуществляется переключателем «Термометр газов — Топливомер». Сигнализаторы давления управляют цепями питания соответствующих лампочек на табло Т-9. Один из них при давлении топлива после пускового насоса $0,3\text{ кг/см}^2$ размыкает свои контакты, и на табло погасает лампочка трафарета с надписью «Не запускай». Второй срабатывает при полной выработке топлива из подвесных баков и замыкает цепь лампочки подсвета трафарета «Подвесные баки».

К пилотажно-навигационным приборам относятся барометрический высотомер ВД-20, комбинированный

указатель скорости КУС-1200, вариометр ВАР-60, указатель числа М типа МС-1, электрический указатель поворота и скольжения ЭУП-53, авиагоризонт АГД-1, гироиндукционный компас ГИК-1, магнитный компас и акселерометр АМ-10. Указатели перечисленных приборов устанавливаются на приборных досках как первой, так и второй кабины, за исключением МС-1 и магнитного компаса, установленных только в первой кабине.

Питание мембранно-анероидных приборов (ВД-20, КУС-1200, ВР-60, МС-1) на самолете осуществляется от двух приемников ПВД-5. Приемник, расположенный на правой плоскости, является основным, а на левой — запасным. Переключение питания с основного приемника ПВД-5 на запасной производится с помощью крана, расположенного на левом горизонтальном пульте первой кабины.

Включение электропитания ЭУП-53 производится автоматами защиты сети «День» на главном электрощитке и «УП АГД-1» — на вспомогательном электрощитке.

Акселерометр АМ-10 измеряет перегрузки вдоль вертикальной

333
I самолета в диапазоне от $-5 g$ до $+10 g$. Помимо основной по-вшающей стрелки, прибор имеет две стрелки-фиксаторы, кото-е увлекаются основной стрелкой при ее движении и фиксируют внесенные в полете максимальные перегрузки (отрицательные юложительные). Перед полетом стрелки-фиксаторы необходимо ановить в нулевое положение, нажав кнопку возвратного меха-ша-
-s.

В комплект авиагоризонта АГД-1 входят датчик, располагаю-йся под полом второй кабины, и два указателя. Питание авиа-изонта переменным напряжением $36 в$ частотой $400 гц$ осуще-ляется от преобразователя ПТ-125Ц при включении автомата диты сети «АГД-1», а питание постоянным током — при вклю-ии автомата защиты «УП АГД-1», располагающегося на вспо-«ательном электрощитке. При включении этих автоматов защи-гироскоп авиагоризонта автоматически арретируется, т. е. его вная ось устанавливается параллельно, а плоскости внешней ледящей рамок перпендикулярно к вертикальной оси самолета. эетирование длится $15 сек$, и все это время горит сигнальная лам-:ка на передней стенке корпуса указателя. Через $1 — 1,5 мин$ ле включения авиагоризонт готов к работе. В полете при временном выключении питания, неуверенности [равильности показаний авиагоризонта и перед заходом в об-;а необходимо вывести самолет в режим горизонтального поле-Зез ускорений. Затем произвести арретирование АГД-1 нажатием щки «Арретировать только в горизонтальном полете», располо-яной на лицевой части прибора. При отказе авиагоризонта, определяемому по загоранию лам-ки на передней стенке корпуса указателя, углы крена самол-определяются по показаниям ЭУП-53. Если разворот самолета юлняется с истинной скоростью $300 км/час$, то деления шкалы [бора соответствуют кренам $15, 30$ и 45° . При большей скорости ;ворота цена делений шкалы будет больше. Комплект гироиндукционного компаса ГИК-1 состоит из ин-;ионного датчика ИД-1, гироскопического агрегата Г-3М, кор-ционного механизма КМ, выключателя коррекции ВК-53РБ, х указателей УГР-1 и двух кнопок согласования, двух усилите-и соединительной коробки СК-18. Датчик ИД-Г размещается равой части крыла самолета; гироскопический агрегат, усилит-и, выключатель коррекции и соединительная коробка — под вым пультом второй кабины; коррекционный механизм — за еньем второй кабины; указатели УГР-1 и кнопки согласо-;■—на приборных досках.

Питание комплекта ГИК-1 осуществляется постоянным током еременным током напряжением $36 в$ частотой $400 гц$ от преоб-ователя ПГ-125Ц. Перед полетом необходимо проверить рабо-пособность ГИК-1, включив автоматы защиты «День» и -ИК-1». Затем через $1—3 мин$ нужно нажать кнопку согласо-
-ния. Амплитуды колебания стрелки (шкалы) указателя после согласования не должны превышать 1° .

К приборам контроля за отдельными системами самолета относятся указатель высоты и перепада давления УПВД-15У, два манометра давления воздуха в баллонах МВ-250М, манометр давления воздуха в тормозной системе шасси МВ-12М, два манометра давления гидросмеси МГ-160М, манометр давления воздуха в системе сдвига фонаря кабины МВ-80 и сигнализатор опасного перепада давления в кабине. УПВД-15У и манометр МВ-12М размещены на приборной доске, МВ-80 —на левой стенке кабины, а остальные манометры установлены на правом пульте первой кабины.

Сигнализатор опасного перепада давлений своими контактами замыкает цепь питания лампочки на табло Т-9 с надписью «Давление в кабине» при перепадах давлений между кабиной и атмо-сферой более $+185 мм рт. ст.$ и менее $-10 мм рт. ст.$ Свечение надписи на табло предупреждает

экипаж самолета об опасном перепаде давлений.

Кислородное оборудование. Оно обеспечивает длительный полет в разгерметизированной кабине и катапультирование на высотах до 12 000 м. В комплект оборудования самолета Л-29 входят: три кислородных баллона емкостью по 4 л каждый, три бортовых вентиля, два кислородных прибора КП-18, два кислородных редуктора, две кислородные маски КМ-16Н, два парашютных кислородных прибора КП-23, два индикатора кислорода ИК-18, кислородные шланги и трубопроводы.

Размещение баллонов, кислородных приборов КП-18 и бортовых вентилях показано на рис. 11.1 (бортовой вентиль второй кабины не показан).

Кислород от баллонов к каждому кислородному прибору КП-18 подводится от закольцованной системы трубопроводами через бортовые вентили и понижающие редукторы. При этом каждый летчик (курсант и инструктор) питается кислородом от своего основного баллона, а третий баллон соединен с основными и является общим.

При повреждении любой из магистралей подвода кислорода к КП-18 (обнаруживается по падению давления кислорода на ИК-18) необходимо открыть вентиль кольцевания во второй кабине. При этом питание обоих летчиков кислородом будет осуществляться от одного из основных баллонов. Заправка кислородных баллонов осуществляется через зарядный штуцер, расположенный в носовой части самолета с левой стороны.

Перед полетом необходимо уложить парашютный кислородный прибор КП-23 в специальный карман парашюта и соединить короткий шланг КП-23 со шлангом бортового кислородного прибора КП-18, а длинный шланг КП-23 — с кислородной маской. Затем соединить карабин шпилек разъединителя прибора КП-23 с бор-

335
5ой цепочкой. После этого нужно проверить герметичность придания маски к лицу, запас кислорода, герметичность системы сокого давления, герметичность системы низкого давления, ра-гу кислородного, прибора при включенном и- отключенном ав-лате подсоса и работу системы аварийной подачи кислорода. Ручки автоматов подсоса воздуха приборов КП-18 с надпися-«Откр.», «Закр.» расположены в кабинах на горизонтальной :ти левых пультов. Ручки аварийной подачи кислорода нахо-гся на вертикальной части левых пультов.

ЛИТЕРАТУРА

1. Кулебакин В. С, Морозовский В. Т., Синдеев И. М. Производство, преобразование и распределение электрической энергии на самолетах. Оборонгиз, 1958.,
2. Кулебакин В. С, Синдеев И. М., Давидов П. Д., Федоров Б. Ф. Электрические системы зажигания, обогрева и освещения самолетов. Оборонгиз, 1960.
3. Константинов В. Д. Авиационное оборудование и его эксплуатация. ВВИА им. проф. Н. Е. Жуковского, 1966.
4. Р у н о в К Д. Химические источники тока летательных аппаратов. ВВИА им. проф. Н. Е. Жуковского, 1965.
5. О л з а р о в В. В. Системы обеспечения жизнедеятельности экипажей летательных аппаратов. ВВИА им. проф. Н. Е. Жуковского, 1962.
6. Боднер В. А., Фридлиндер Г. О., Чистяков Н. И. Авиационные приборы. Оборонгиз, 1960.
7. Штода А. В., Алещенко С. П., Иванов А. Я., Красавцев В. С, Морозов Ф. Н., Секистов В. А., Ш и у к о в А. Г. Конструкция авиационных газотурбинных двигателей. Воениздат, 1961.
8. Павлов В. А., П о н ы р к о С. А., Хованский Ю. М. Стабилизация летательных аппаратов и автопилоты. Высшая школа, 1964.
9. Кириленко Ю. И. Особенности устройства и работы демпферов колебаний и одноканальных автопилотов. ВВИА им. проф. Н. Е. Жуковского, 1964.
10. Константинов В. Д. Электрическая система управления входным устройством воздухозаборника по степени сжатия турбокомпрессора воздушно-реактивного двигателя. ВВИА им. проф. Н. Е. Жуковского, 1966.

ОГЛАВЛЕНИЕ

Стр.	
е д е н и е . . . ,	3
а в а 1. Авиационные генераторы и преобразователи рода тока ...	
8	
§ 1.1. Классификация и параметры электроэнергетических систем	
—	
§ 1.2. Авиационные генераторы.....	10

§ 1.3. Автоматическое регулирование напряжения авиационных генераторов	12		
§ 1.4. Параллельная работа генераторов постоянного тока и защита их от обратных токов	17		
§ 1.5. Привод генераторов.....!	27		
§ 1.6. Преобразователи рода тока и напряжения.....			30
а в а 2. Авиационные аккумуляторные батареи.....			37
§ 2.1. Назначение и классификация авиационных аккумуляторных батарей			
§ 2.2. Авиационные кислотные аккумуляторы.....			38
§ 2.3. Авиационные серебряно-цинковые аккумуляторы			44
§ 2.4. Установка аккумуляторных батарей на летательный аппарат. Основные правила содержания аккумуляторов.....			49
а в а 3. Электрические сети, коммутационная и защитная аппаратура. Электрический привод.....	52		
§ 3.1. Классификация и элементы электрических сетей- летательных аппаратов.....	—		
§ 3.2. Коммутационная аппаратура.....			57
§ 3.3. Защита электрических сетей.....			59
§ 3.4. Способы уменьшения помех радиоприему и особенности эксплуатации электрических сетей			63
§ 3.5. Электрический привод на летательных аппаратах.....			64
а в а 4. Электрический обогрев, светотехническое и противопожарное оборудование самолета	72		
§ 4.1. Электрический обогрев на самолетах.....			—
§ 4.2. Светотехническое оборудование летательных аппаратов ...	76		
§ 4.3. Противопожарное оборудование летательных аппаратов . . .	82		
§ 4.4. Особенности эксплуатации электрического обогрева, светотехнического и противопожарного оборудования			84
а в а 5. Системы запуска и управления режимами работы силовых установок.....	85		
§ 5.1. Требования к системам запуска силовых установок и их состав.....	—		
§ 5.2. Электрическое зажигание топлива в авиационных двигателях			
»о § 5.3. Электрические системы управления запуском силовых установок			
9»			
I			
Стр.			
§ 5.4. Электрические системы управления режимами работы авиационных силовых установок.....			
ЮЗ			
§ 5.5. Электрические системы управления входными устройствами воздухозаборников реактивных двигателей . . -,.....			1*0
Глава 6. Приборы контроля за работой силовых установок			И9
§ 6.1. Требования к приборам контроля за работой силовых установок			
§ 6.2. Тахометры.....■-■•,-	120		
§ 6.3. Термометры.....	123		
§ 6.4. Манометры, сигнализаторы давления и комбинированные приборы.....	130		
§ 6.5. Топливомеры.....	137		
§ 6.6. Расходомеры.....	143		
§ 6.7. Указатели положения органов управления.....!			147
Глава 7. Пилотажно-навигационные приборы и измерительные системы	149		
§ 7.1. Высотомеры ..!-.....	—		
§ 7.2. Указатели скоростей и чисел М полета.....			156
§ 7.3. Централь скорости и высоты полета.....			164
§ 7.4. Системы ПВД и-особенности их эксплуатации.....			170
§ 7.5. Гировертикали и авиагоризонты.....	171		
§ 7.6. Датчики и указатели угловых скоростей летательных аппаратов.....!			
186			
§ 7.7. Бортовые системы регистрации аварийных параметров . . .			192
Глава 8. Авиационные компасы, курсовые системы и навигационные вычислительные устройства.....	199		
§ 8.1. Методы измерения курса и классификация авиационных компасов.....	—		
§ 8.2. Магнитные компасы.....	200		
§ 8.3. Гирополукомпасы.....	205		

§ 8.4. Астрономические компасы.....	210		
§ 8.5. Курсовые системы самолетов.....	216		
§ 8.6. Навигационные вычислительные устройства.....		228	
Глава 9. Системы автоматического управления полетом самолета . . .			234
§ 9.1. Назначение и классификация оборудования систем управления полетом.....			
« —			
§ 9.2. Принципы построения автопилотов и законы управления ими			235
§ 9.3. Основные элементы автопилотов.....		242	
§ 9.4. Автопилот АП-28.....	248		
§ 9.5. Автопилот АП-6Е.....	254		
§ 9.6. Автоматы демпфирования угловых колебаний самолета, одноканальные и двухканальные автопилоты		257	
§ 9.7. Особенности эксплуатации автопилотов и демпферов колебаний.....			
269			
§ 9.8. Автоматы регулирования передаточных чисел управления			270
Глава 10. Системы кислородного питания и высотного снаряжения экипажей летательных аппаратов . . .			
277			
§ 10.1. Условия и способы обеспечения жизнедеятельности экипажа при увеличении высоты полета >.....		—	
§ 10.2. Требования к системам кислородного питания и высотного снаряжения и принципы их построения . . .		282	
§ 10.3. Элементы систем кислородного питания . . .			286
§ 10.4. Комплекты кислородного оборудования.....		298	
§ 10.5. Особенности эксплуатации кислородного оборудования . . .			305
§ 10.6. Скафандры.....	307		
339			

Стр.

ава 11. Авиационное оборудование учебного реактивного самолета Л-29.....		
311			
§ 11.1. Общая характеристика авиационного оборудования самолета и его размещение на нем.....			
—			
§ 11.2. Электроэнергетическая система....., . . .		314	
§ 11.3. Электрические системы управления.....		318	
§ 11.4. Приборное и кислородное оборудование.....			331

Литература..... 337

В. Д. Константинов, И. Г. Уфимцев, Н. В. Козлов АВИАЦИОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ САМОЛЕТОВ
Редактор Калашник Г. И.

Технический редактор *Коновалова Е. К.*

Корректор *Королева Т. А.*

то в набор 26.6.69 г.

Г-67731

Подписано к печати 30.12.69 г.

Формат бумаги 60X91¹/₂, - 21¹/₂. п. л. - 21,25 усл. п. л. 21,939 уч.-изд. л. 1. 4s 7/2512.

Бесплатно

Зак. № 2891.

Ордена Трудового Красного Знамени Военное издательство Министерства обороны СССР
Москва, К-160 2-я типография Воениздата, Ленинград, Д-65, Дворцовая, пл., 10

■, ■-'