

Тема-00. ВВЕДЕНИЕ Назначение автоматических устройств управления ЛА*Назначение автоматических устройств управления ЛА**Схема автоматического и совмещенного управления ЛА**Функции автоматических устройств управления ЛА***Назначение САУ-ЛА и АП**

Целью данного курса является ознакомление с наиболее общими принципами определения конструктивных параметров элементов и агрегатов **автоматических устройств**, применяемых для управления летательными аппаратами, в первую очередь - **автопилота**.

Переходя к предмету курса, следует в первую очередь отметить, что основным назначением САУ-ЛА является автоматическое управление полетом ЛА. При этом под автоматическими устройствами подразумеваются разнообразные САУ ЛА (САУ ЛА – система автоматического управления летательного аппарата), обеспечивающие в том или ином объеме автоматизацию управления полетом.

Автопилот – это система автоматического управления летательного аппарата (ЛА), предназначенная для перемещения органов управления ЛА с целью обеспечения требуемых значений параметров полета (назначение АП в основном соответствует функциям **пилотирования**, которые выполняет летчик).

Многообразие классов ЛА (ЛА – летательный аппарат) и еще большее многообразие функций САУ ЛА, приводит к необходимости дифференцированного подхода к вопросам расчета и проектирования в каждом конкретном случае. Естественно, что в рамках одного курса полностью охватить все многообразие конструкций невозможно, поэтому многие типовые элементы (усилители и другие электронные устройства) рассматриваться не будут. Основное внимание при изучении курса будет уделено влиянию конструктивных параметров элементов АП на динамические характеристики системы ЛА-САУ.

Они начали появляться одновременно с появлением первых управляемых ЛА – самолетов. В развитии САУ управления полетом могут быть отмечены три этапа:

1. Использование регуляторов **прямого** (или непосредственного) действия – в настоящее время представляют в основном исторический интерес (пример - газовый редуктор-регулятор давления, флюгерный и маятниковый АП, см. Приложение).

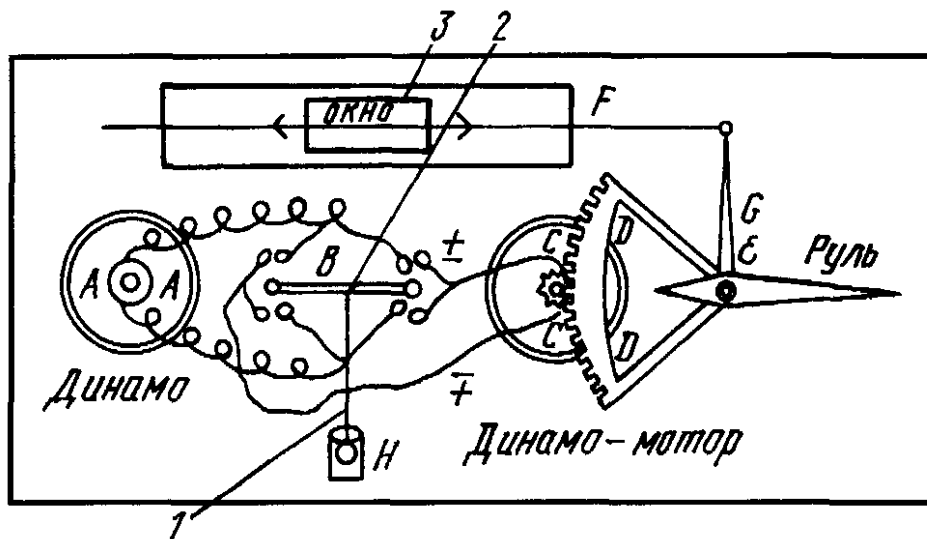


Рис. В. 1. Схема автопилота К. Э. Циолковского (собственноручный рисунок):

1 – чувствительный элемент-маятник, погруженный в вязкую жидкость; 2 – переключатель питания «динамо-мотора»; 3 – указатель положения руля

2. Использование регуляторов **непрямого действия** (автопилот Циолковского для дирижабля, 1898 год, и до 1940 г.), в основном одноканальных, в которых чувствительный элемент воздействует на регулирующий орган объекта регулирования не непосредственно, а через усилительно-преобразовательное устройство. Необходимые для перемещения регулирующего органа усилие и мощность, пропорциональные размеру управляющего воздействия, развиваются за счёт отдельного источника энергии.

3. Использование многоканальных и многофункциональных САУ.

Схема автоматического и совмещенного управления ЛА

Для автоматического управления необходимо построить замкнутый контур, рис. 1.

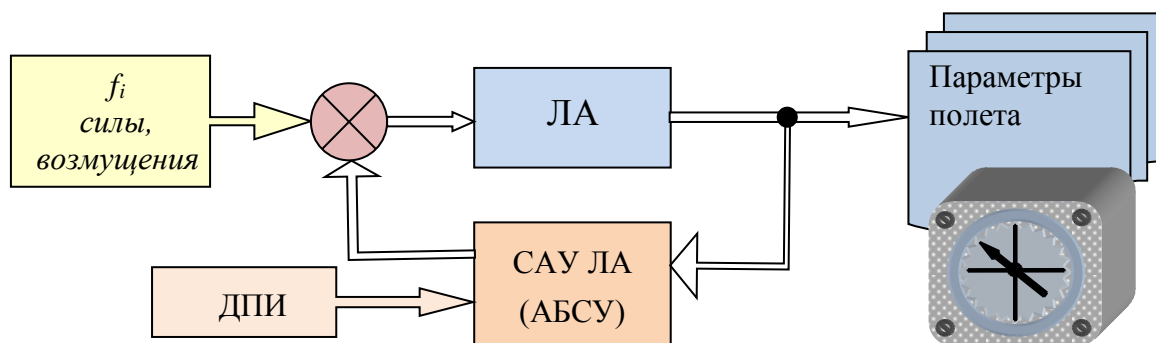


Рис. 1. Схема автоматического управления ЛА

Объединение воздействий летчика и САУ на ЛА может осуществляться двумя способами:

- непосредственное суммирование перемещения штурвальной колонки летчиком и сигнала от САУ специальным механическим агрегатом (электрически, летчик оперирует джойстиком и сигнал управления подается на сервопривод);
- **директорное** (полуавтоматическое) управление, САУ формирует сигнал рассогласования относительно заданной траектории и этот сигнал подается на специальный командный прибор – индикатор, а летчик перемещает штурвальную колонку и полностью управляет рулями, стремясь удержать стрелку в центральном (нулевом) положении.

Полностью автоматическое управление полетом осуществляется без вмешательства, но под контролем экипажа, а также на беспилотных ЛА.

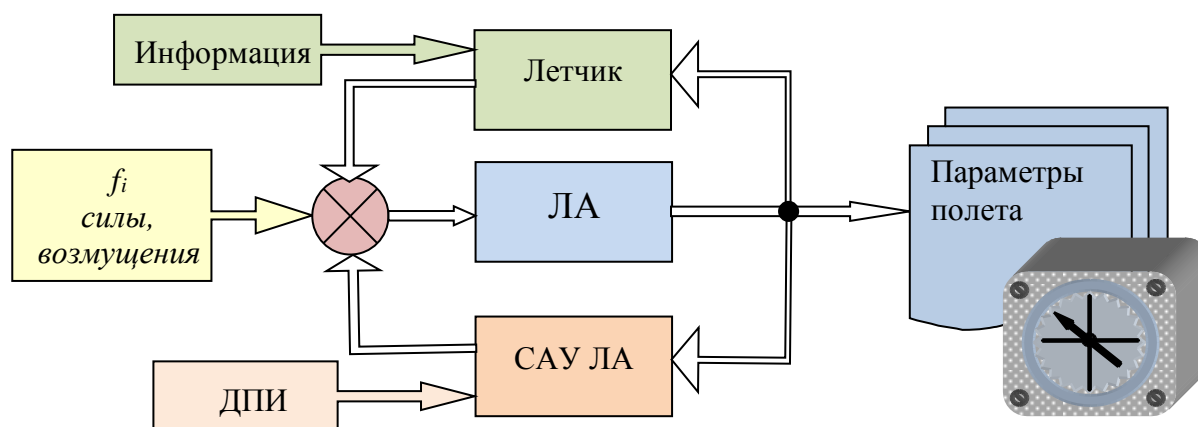


Рис. 2. Схема совмещенного управления ЛА

Функции автоматических устройств управления ЛА

При создании САУ (автопилота) ставятся задачи выполнения ряда функций, например:

1. обеспечение характеристик управляемости и устойчивости системы ЛА-САУ (демпферы, автоматы устойчивости, автотриммеры)
2. автоматическая стабилизация установившегося режима полета (Н, V, курс, скорость)
3. выполнение типовых маневров – правильный вираж, доворот,
4. ведение ЛА по траектории маршрутного полета от взлета до посадки.

Схему необходимо дополнить элементами, обеспечивающими взаимодействие с экипажем, а для полного маршрутного управления требуется создание дополнительного контура, подключение соответствующих ДПИ, причем не только автономного действия, рис. 2. В результате САУ будет работать в нескольких режимах – демпфера, автомата управления, автоматической стабилизации.

Тема 1. САУ ЛА и АП в составе оборудования современного самолета

Пилотажно-навигационный комплекс, функции, состав ПНК

Автопилот ЛА, назначение и основные функции АП

Агрегатная блок-схема АП

Схема (принципы) формирования управляющих сигналов канала АП

Важно представить, какое место занимает САУ ЛА и АП в составе оборудования современного самолета. Пилотажно-навигационный комплекс обеспечивает решение двух групп задач: (1) навигация и (2) управление ЛА (задача 1: где находимся, куда движемся, как проложить траекторию полета, задача 2: как управлять движением, куда перемещать органы управления).

Пилотажно-навигационный комплекс, функции, состав

ПНК включает в свой состав ряд систем, объединенных в единый комплекс, и в том числе системы, обеспечивающие решение навигационных задач и управление полетом, рис. 3.

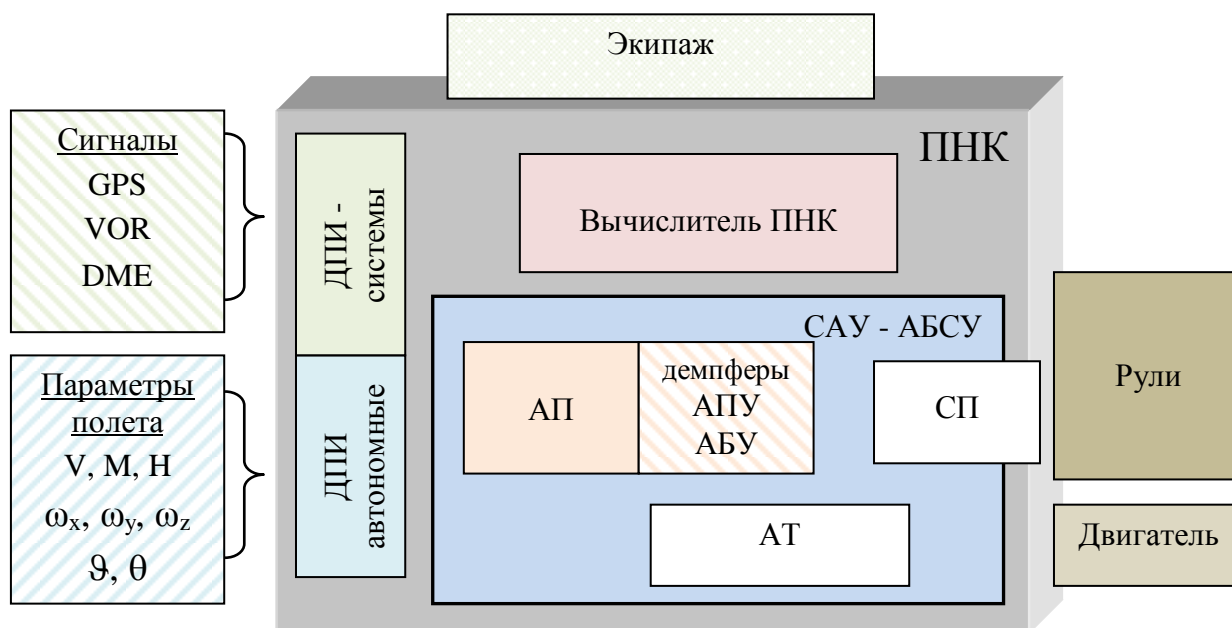


Рис. 3. Состав ПНК

ДПИ – датчики первичной информации.

Для передачи, отображения параметров полета и обмена информацией комплекс содержит многочисленные устройства и линии связи, которые на рисунке не показаны.

Вычислители, центральный и распределенные.

Средства контроля, включая специальные датчики и алгоритмы обработки информации.

Современный ПНК обеспечивает автоматическое и полуавтоматическое (директорное) управление от взлета до посадки, включая ведение по маршруты (заданной пространственно-временной траектории) в любых метеоусловиях.

Вычислитель, входящий в состав ПНК решает навигационные задачи:

- расчет параметров заданного маршрута;
- расчет параметров перехода на очередной этап маршрута, формирование данных для маневрирования (полет через контрольные точки, смена эшелона, следование рельефу, заход на посадку);
- определение вектора навигационных параметров движения ЛА;
- комплексная обработка навигационно-пилотажной информации, в том числе функции контроля и предупреждения нештатных ситуаций;
- расчет управляющих параметров, обеспечивающих полет по линии заданного пути;
- индикация пилотажно-навигационных параметров, элементов навигационной обстановки.

САУ, входящая в состав ПНК, обеспечивает пилотирование, т.е. управление траекторным движением – при взлете, наборе высоты, полете по заданному маршруту, в режиме предпосадочного маневрирования, заходе на посадку и посадке. Могут решаться специальные задачи, например автоматизация группового полета ЛА.

Состав и структура ПНК и САУ, а также ДПИ и других систем определяются назначением и требованиями к тактико-техническим характеристикам (ТТХ) конкретного ЛА.

Автопилот ЛА, назначение и основные функции

Управление движением ЛА обеспечивается отклонением органов управления, к которым относятся:

- аэродинамические рули и отклоняемые поверхности, они являются элементами конструкции ЛА (в основе управления – воздействие на короткопериодическое движение ЛА);
- рычаг управления двигателем (РУД), меняет тягу силовой установки, вычислитель формирует сигналы управления направлением вектора тяги.

Наиболее существенной частью САУ (АБСУ) является **автопилот – АП**, который обеспечивает автоматическую стабилизацию углового положения ЛА относительно центра масс и управление этим положением. Управление двигателем (двигателями) осуществляется через автомат тяги (как правило, рассматривается отдельно от АП).

Автопилот – это система автоматического управления летательного аппарата (ЛА), предназначенная для перемещения органов управления ЛА с целью обеспечения требуемых значений параметров полета (назначение АП в основном соответствует функциям *пилотирования*, которые выполняет летчик).

Агрегатная блок-схема АП

Принципиально в составе любого АП можно выделить ряд основных агрегатов, выполняющих определенные функции, **хотя не всегда имеющих законченное конструктивное оформление в едином блоке** (необходимо рассматривать распределенную систему, например набор ДПИ, каждый из которых имеет законченную конструкцию или системы контроля, которые присутствуют в различных блоках, но информация от них поступает в центральный блок обработки). Ряд основных агрегатов представлен на схеме рис. 4.

ПУ и РУ – пульт управления и рукоятки управления – устройства, посредством которых осуществляется оперативное управление АП и управление ЛА через АП (например, задатчик координированного разворота).

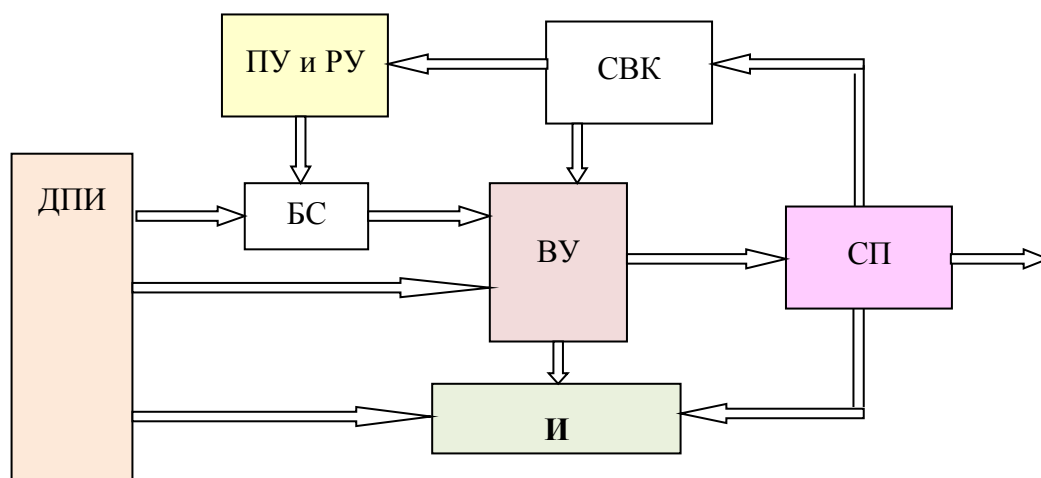


Рис. 4. Агрегатная блок-схема АП

СВК – система встроенного контроля – совокупность специальных устройств, измеряющих параметры процесса управления и/или движения ЛА, производящих обработку этих замеров по

определенному алгоритму с целью получения показателей правильности процесса управления ЛА посредством АП (пример: ограничение α крит).

ДПИ – система датчиков первичной информации (V, Н, углы, угловые скорости, перегрузка и др.).

БС – блок связи – агрегат, согласующий выходные характеристики взаимодействующих с АП систем и ДПИ с входными характеристиками АП. (блок согласования, обнуляет рассогласование сигнала конкретного датчика и заданного параметра стабилизации (например, по тангажу для горизонтального полета), что предотвращает возникновение скачкообразных управляющих сигналов на входе вычислительного устройства САУ и исключает рывки рулевого агрегата).

ВУ – вычислительное устройство или блок формирования управляющих сигналов, агрегат, осуществляющий логическо-вычислительные операции и операционно-функциональные преобразования с сигналами ДПИ и вырабатывающий управляющие сигналы в АП в соответствии с реализованным в нем законом управления.

СП – сервопривод АП, исполнительный механизм – силовая следящая система, предназначенная для перемещения органа управления ЛА, или устройство, непосредственно вырабатывающее управляющее усилие (или момент), приложенное к ЛА.

И – индикаторы, сигнальные, измерительные и командные приборы, обеспечивающие передачу качественной и количественной информации об условиях полета ЛА и техническом состоянии АП (приборы и указатели, отображающие параметры полета по сигналам ДПИ, параметры настройки и состояния вычислителя САУ, величины перемещения органов управления и иную необходимую информацию).

НПК и САУ имеют распределенную структуру, АП также не реализуется единым блоком, поскольку в его состав входят разнородные агрегаты и приборы, работающие на различных физических принципах, требующие подвода энергопитания и размещения на ЛА в соответствии с назначением и выполняемыми функциями (примеры: ДПИ, исполнительные механизмы).

Схема (принципы) формирования управляющих сигналов

Число каналов АП определяется числом органов управления, на которые он воздействует.

В большинстве случаев каналы АП имеют, как правило, сходную структуру и формируются из идентичных элементов, что позволяет выделить следующие функциональные элементы схемы канала АП:

1. Датчики первичной информации, предназначенные для получения информации о параметрах и условиях полета.
2. Вычислители и корректирующие устройства, служащие для переработки информации и формирования законов управления.
3. Усилительные устройства и исполнительные механизмы (рулевые машины – РМ), используемые для усиления сигналов и передачи их на органы управления.
4. Устройства формирования программы управления – задатчики управляющих сигналов, рукоятки управления.
5. Механизмы согласования, блоки обнуляющие рассогласование сигнала конкретного датчика и заданного параметра стабилизации (например, для стабилизации горизонтального полета по фактическому значению угла тангажа), что предотвращает возникновение скачкообразных управляющих сигналов на входе вычислительного устройства САУ и исключает рывки рулевого агрегата.
6. Устройства контроля работоспособности АП.
7. Прочие устройства.

Соответствующая функциональная схема канала АП может быть представлена следующим образом, рис. 5. (схема формирования управляющих сигналов-воздействий)

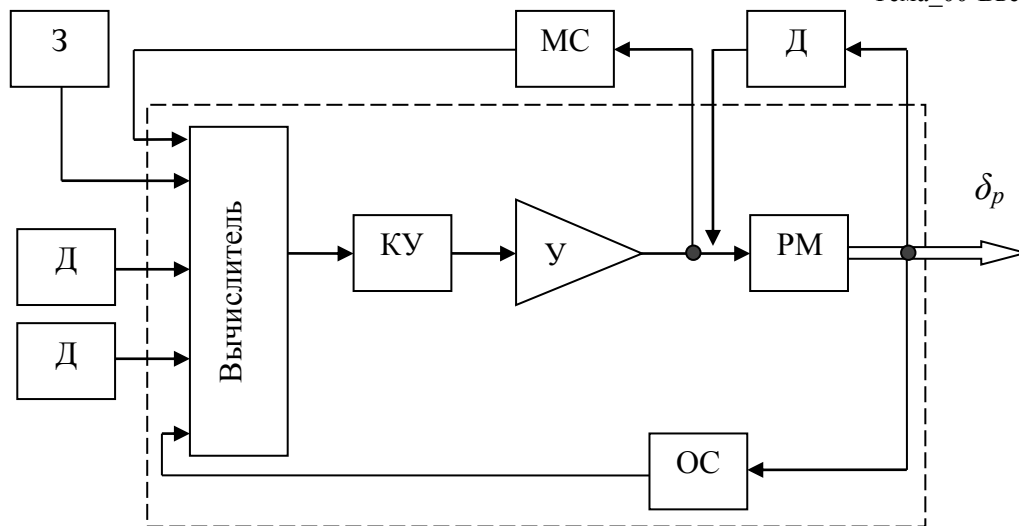


Рис. 5. Схема формирования управляющих сигналов канала АП

Тема 2. Принципы управления движением ЛА в атмосфере

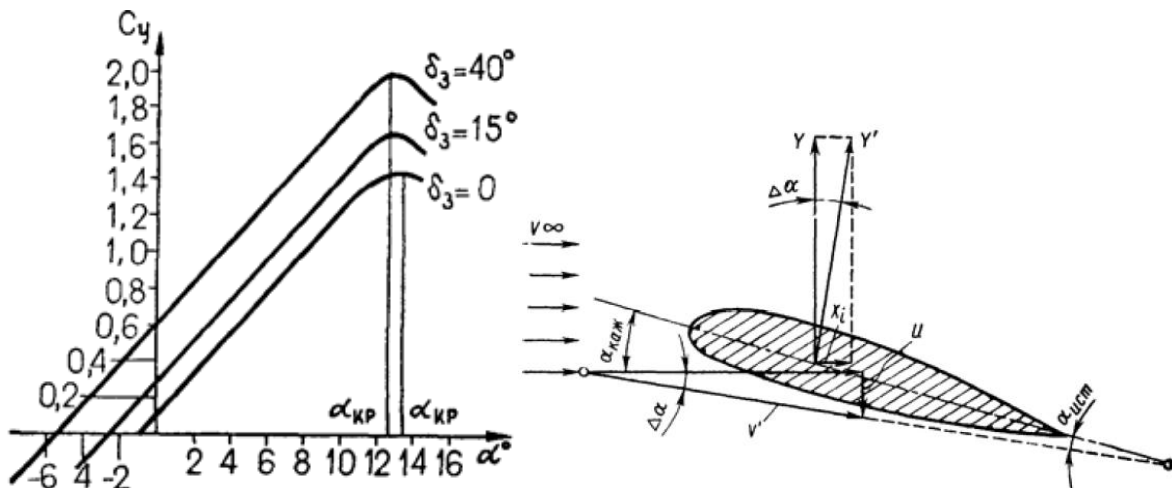
*Силы и моменты, действующие на ЛА в полете
Управление угловым и траекторным движением
Выбор органов управления и соответствующих каналов управления
Аэродинамические рули ЛА и координаты управления*

В полете на ЛА действуют силы и моменты, обусловленные аэродинамическим взаимодействием с набегающим потоком воздуха.

Силы и моменты, действующие на ЛА в полете

Подъемная сила крыла Y всегда перпендикулярна набегающему потоку, его направлению. Поэтому вектор подъемной силы крыла отклоняется на угол $\Delta \alpha$ и перпендикулярен к направлению воздушного потока V . (АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА.pdf)

Подъемной силой будет не вся сила Y' а ее составляющая Y , направленная перпендикулярно набегающему потоку:

Рис. 6. Зависимость C_y от угла атаки α Рис. 36 Образование индуктивного сопротивления

$$Y = C_y \frac{\rho v^2}{2} \cdot S$$

$$Y = Y' \cos \Delta \alpha \approx Y' \quad (2.12)$$

Ввиду малости величины $\Delta \alpha$ считаем $\cos \Delta \alpha \approx 1$. Другая составляющая сила Y' будет равна

$$X_l = Y' \operatorname{tg} \Delta \alpha \approx Y' \Delta \alpha \quad (2.13)$$

Эта составляющая направлена по потоку и называется индуктивным сопротивлением (Рис. 36).

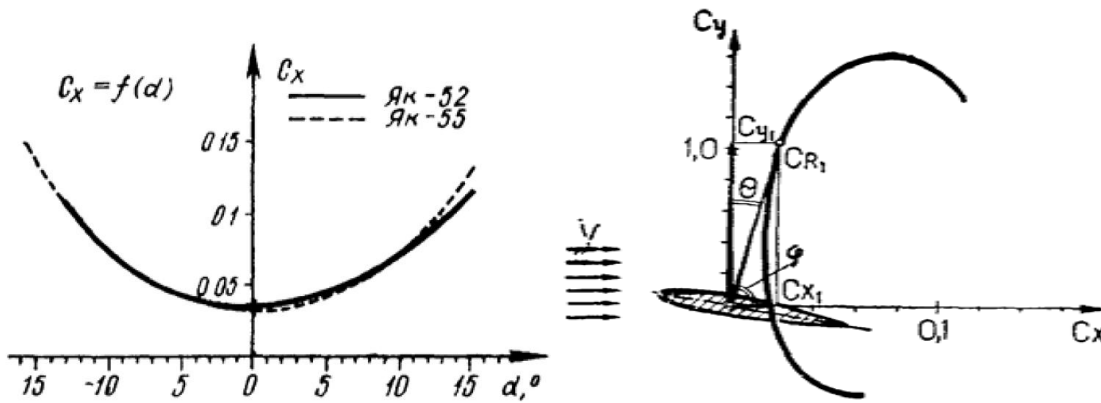


Рис. 7. Зависимость коэффициента лобового сопротивления C_x от угла атаки самолетов Як-52 и Як-55.

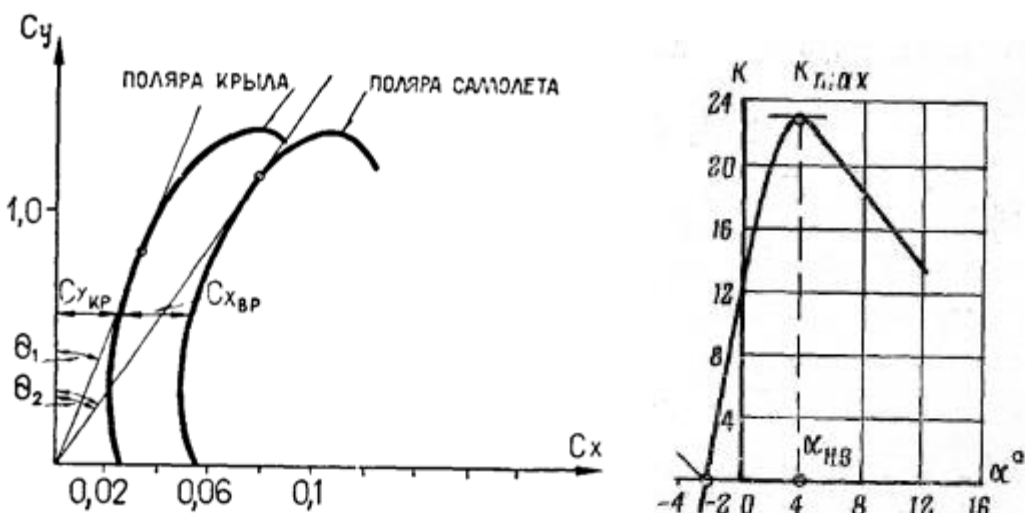
Для различных расчетов летных характеристик крыла особенно важно знать одновременное изменение C_y и C_x в диапазоне летных углов атаки. Для этой цели строится график зависимости коэффициента C_y от C_x , называемый полярной.

Для построения полярной для данного крыла, крыло (или его модель) продувается в аэродинамической трубе при различных углах атаки.

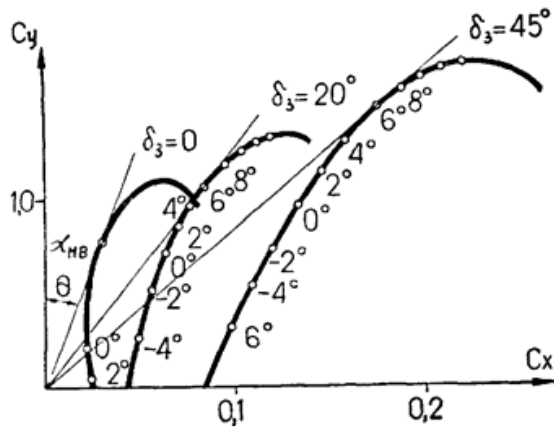
Название «полярная» объясняется тем, что эту кривую можно рассматривать как полярную диаграмму, построенную на координатах коэффициента полной аэродинамической силы C_R и φ , где φ - угол наклона полной аэродинамической силы R к направлению скорости набегающего потока (при условии, если масштабы C_y и C_x взять одинаковыми, на рисунке разница масштаба 10 раз, в соответствии с соотношением максимальных значений C_y и C_x).

Угол нулевой подъемной силы α_0 находится на пересечении полярной с осью C_x . При этом угле атаки коэффициент подъемной силы равен нулю ($C_y = 0$). Для несимметричного профиля при $\alpha = 0$ образуется подъемная сила $C_y > 0$

Определение аэродинамических характеристик и характерных углов атаки по полярной самолета производится так же, как это делалось на полярной крыла.



Аэродинамическое качество летательного аппарата — отношение подъемной силы к лобовому сопротивлению (или отношение их коэффициентов) в поточной системе координат при данном угле атаки.



Критический угол атаки самолета ($\alpha_{\text{крит}}$) по своей величине не отличается от величины этого же угла для крыла.

На рис. ___ изображены поляры самолета в трех вариантах:

- закрылки убраны;
- закрылки выпущены во взлетное положение ($\delta_3 = 20^\circ$);
- закрылки выпущены в посадочное положение ($\delta_3 = 45^\circ$).

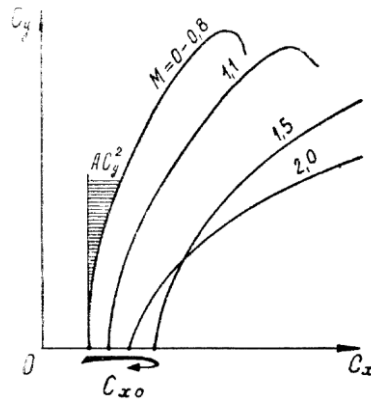
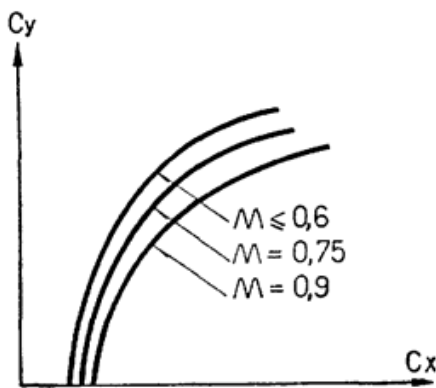


Рис. 1.13: Сетка поляр для различных чисел M (пример)

Рис 8. Поляры самолета для различных чисел M

До чисел $M \approx 0,6 - 0,7$ все поляры практически совпадают, но при больших числах M они начинают смещаться вправо и одновременно увеличивают наклон к оси Cx . Смещение поляр вправо (на большие Cx) обусловлено ростом коэффициента профильного сопротивления за счет влияния сжимаемости воздуха, а при дальнейшем увеличении числа ($M > 0,75 - 0,8$) за счет появления волнового сопротивления (Рис. 46).

$$C_{y_{сж}} = \frac{C_{y_{несж}}}{\sqrt{1 - M_\infty^2}}$$

где $C_{y_{сж}}$ - коэффициент подъемной силы с учетом сжимаемости;

$C_{y_{несж}}$ - коэффициент подъемной силы несжимаемого потока для того же угла атаки, что и $C_{y_{сж}}$.

Увеличение наклона поляр объясняется ростом коэффициента индуктивного сопротивления, так как при одном и том же угле атаки Cx_1 в дозвуковом потоке сжимаемого газа увеличится пропорционально $C^2_{y,кр}$. Аэродинамическое качество самолета с момента заметного проявления эффекта сжимаемости начинает уменьшаться.

Задача разработчика АП (САУ): **Выбор органов управления** и соответствующих каналов управления.

Управление угловым и траекторным движением

В первую очередь рассматривается управление угловым движением ЛА вокруг трех осей OXYZ – это управление моментами вокруг трех осей.

Для управления **угловым движением** используются аэродинамические управляющие поверхности: **руль высоты, элероны, руль направления**, соответственно следует рассмотреть три канала управления.

Для **управление силами** на современных ЛА применяется (дополнительно к названным выше!) органы управления – **агрегаты и элементы механизации крыла**: закрылки, предкрылки, интерцепторы, воздушные тормоза.

Они используются для **непосредственного управления подъемной силой (системы НУПС)** и другими аэродинамическими силами.

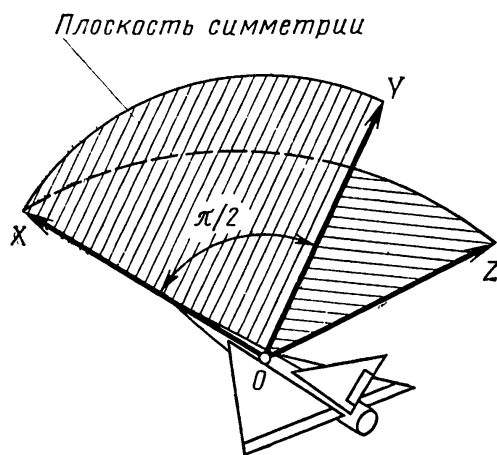
Интерцепторы (внешние) используются для управления моментом крена (но путем изменения аэродинамических сил на крыле).

Управление двигателем осуществляется вручную или через автомат тяги (АТ): управление воздухозаборником, изменение направления вектора тяги – поворотное сопло.

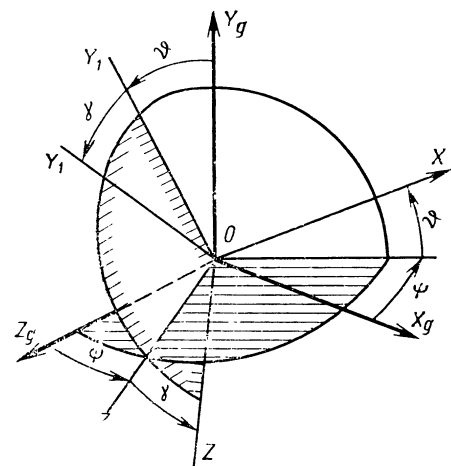
Управление воздухозаборником и элементами поворотного сопла осуществляется автоматически согласованно с управлением угловым движением ЛА, тягой двигателя и величиной и направлением вектора скорости.

Управление траекторным движением осуществляется путем изменения направления действия сил и величин сил (аэродинамических + от двигателя). Для этого сначала требуется изменить угловое положение ЛА, т.к. аэродинамические силы ориентированы по потоку (вектору скорости).

Системы координат



Связанная система координат



Положение связанной системы координат в земной системе координат

Рассмотрим плоское движение летательного аппарата, при котором вектор скорости центра масс совпадает с плоскостью симметрии. Самолет в скоростной системе координат представлен на рис.2.2.

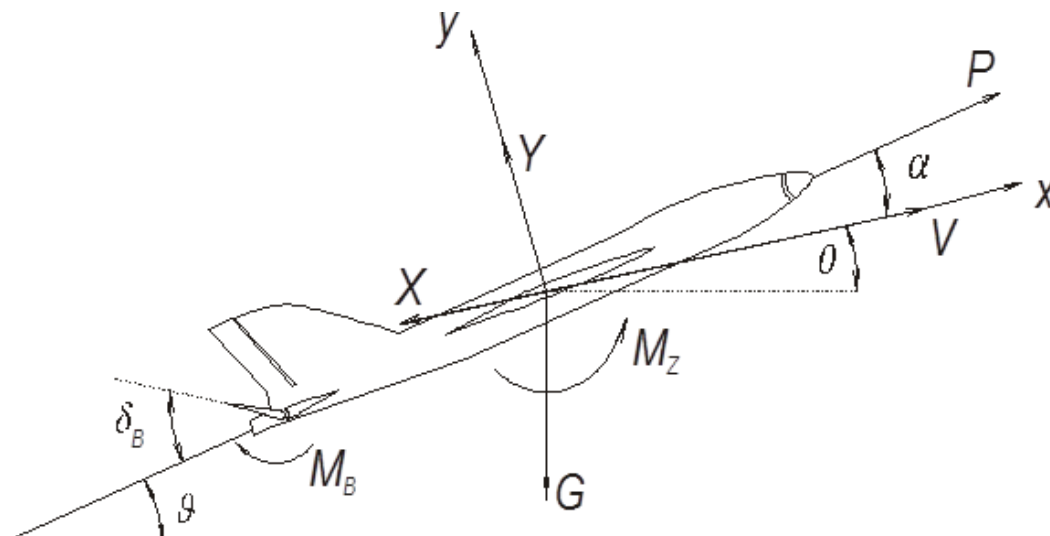


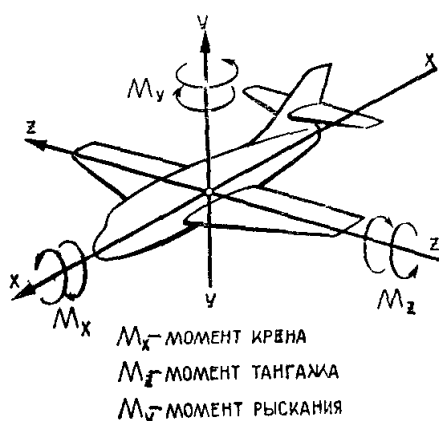
Рис.9. Самолет в скоростной системе координат

Аэродинамические рули ЛА и координаты управления

Аэродинамический руль представляет собой отклоняющуюся часть крыла, горизонтального оперения (стабилизатора), вертикального оперения (киля).

За счет отклонения руля образуется дополнительная аэродинамическая сила (положительная или отрицательная) на участке несущей поверхности крыла, стабилизатора или киля, которая расположена на соответствующем расстоянии до центра тяжести самолета и создает момент, необходимый для балансировки и управления самолетом относительно его центра тяжести.

За положительное направление принимается такое отклонение рулей, которое создает отрицательный момент относительно соответствующих осей самолета (руль высоты - вниз, руль поворота - влево, левый элерон - вверх).



Действие рулей на дозвуковых скоростях полета объясняется тем, что возмущения, вызванные отклонением рулей, распространяются во всех направлениях: по потоку и навстречу потоку. Вследствие этого происходит перераспределение давления по всей длине хорды профиля, в том числе и на неподвижных несущих поверхностях, снабженных рулем. Если, например, отклонить руль высоты вниз на некоторый угол δ_v , то это вызовет дополнительное разрежение сверху стабилизатора и повышение давления внизу, что и приведет к созданию дополнительной подъемной силы на горизонтальном оперении в целом (подвижной и неподвижной его частей). Дополнительная подъемная сила $\Delta Y_{ГО}$ на горизонтальном оперении создает дополнительный момент относительно центра тяжести.

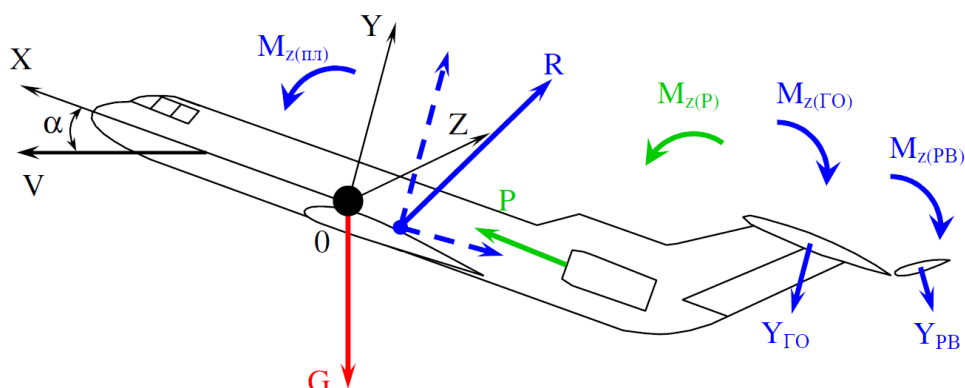


Рис. 10. Силы и моменты, действующие на ЛА при отклонении поверхности управления – аэродинамического руля, на данном рисунке – руля высоты.

Координаты управления угловым положением: тангаж, крен, рысканье.

Координаты управления траекторным движением: высота, скорость, угол наклона траектории.

Тема 3. Задачи управления, решаемые САУ (АБСУ) современного самолета

*Функции САУ ЛА, классификация бортовых систем автоматического управления
Примеры реализации*

Анализируя историю разработки и развития бортовых систем ЛА, можно проследить развитие и совершенствования систем, что обусловлено повышением летно-тактических и конструктивных качеств ЛА, а также ростом технических возможностей для создания элементов и агрегатов бортового оборудования.

Функции САУ ЛА, классификация бортовых систем автоматического управления

На первых порах назначение АП в основном соответствует функциям летчика
Автопилот – это система автоматического управления летательного аппарата (ЛА), предназначенная для перемещения органов управления ЛА с целью обеспечения требуемых значений параметров полета. При этом считаем, что самолет устойчив и имеет приемлемые характеристики управляемости.

Автопилот представляет собой трехканальную систему, осуществляющую автоматическое управление самолетом относительно трех осей. (Л.4 – классификация АП)

Системы обеспечения устойчивости и требуемых характеристик управляемости (для ручного пилотирования) - АПУ, АБУ, это системы автоматизации управления полетом, необходимые для ручного пилотирования неустойчивого самолета.

Автоматическая Бортовая Система Управления (АБСУ = САУ) – комплексная многофункциональная система, обеспечивает автоматизацию управления на всех режимах полета. Является составной частью ПНК самолёта.

Особенность АБСУ как систем нового поколения состоит в том, что АБСУ работает на всех режимах полета: от взлета до посадки.

Кроме того, для выполнения всех требуемых функций в составе АБСУ есть (дополнительный) канал управления тягой двигателя – автомат тяги.

До разработки таких комплексных систем включение автопилота производилось лишь по желанию летчика, в основном для установившегося режима полета или совершения простых маневров – разворот с заданным креном, доворот по курсу и др.

На ЛА снабженном АБСУ полное отключение автопилота может производиться лишь в случае крайней необходимости. Отключение автопилота осуществляется автоматически лишь при возникновении таких отказов в системе, при которых полет с включенной АБСУ становится невозможным.

АБСУ является многофункциональной и многорежимной системой и предназначена для повышения эффективности эксплуатации самолёта, АБСУ обеспечивает:

- повышение комфорта работы экипажа, снижение утомляемости
- требуемые характеристики устойчивости и управляемости во всём диапазоне эксплуатационных режимов полёта,
- повышение безопасности полёта, ограничение предельных режимов полёта, «приведение к горизонту»
- реализацию автоматических режимов полёта, стабилизацию траектории, высоты, скорости, заход на посадку, уход на второй круг и т.д.
- индикацию пилотажно-навигационных параметров, формирование команд-предписаний для действий лётчика, (директорное управление, предупреждение критического режима)
- контроль исправности систем и индикацию показателей технического состояния.

Современная система автоматического управления самолета является многоканальной, многорежимной и имеет требуемый уровень резервирования.

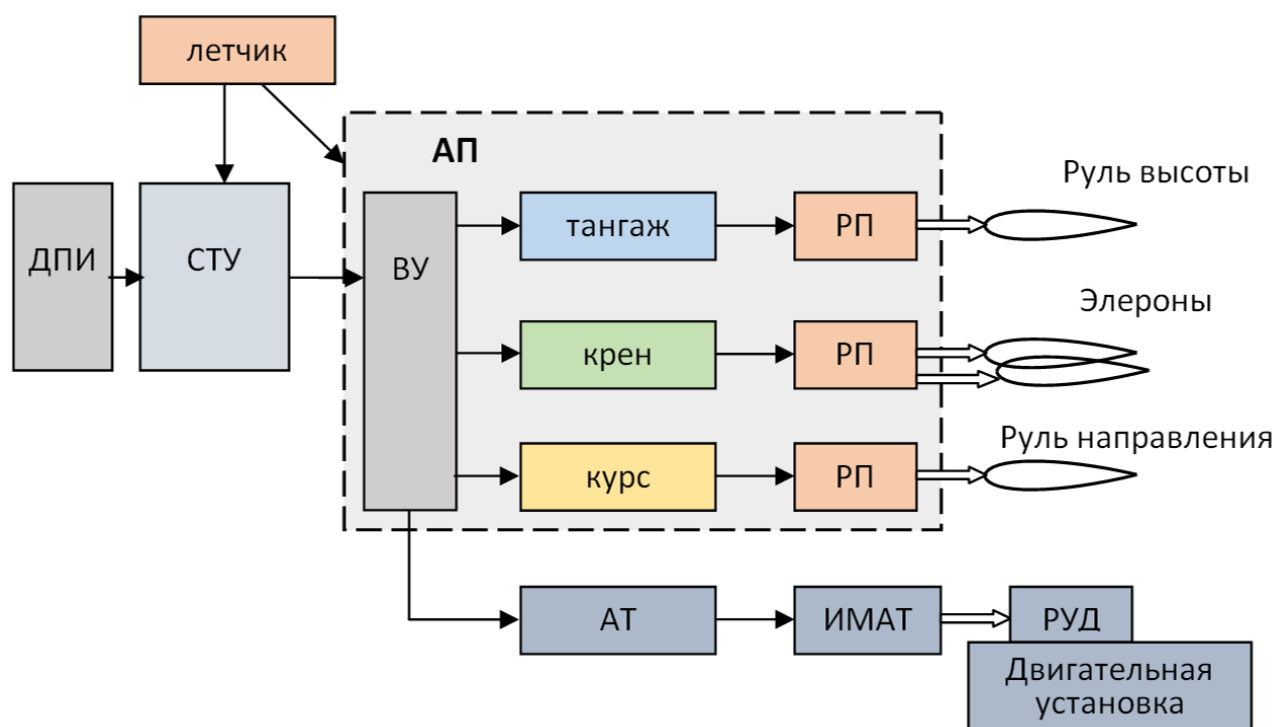


Рис. 11. Схема АБСУ

Примеры реализации

Вероятно, первым самолётом с подобной автоматикой стал М-50 ОКБ-23 Мясищева. АБСУ-50, установленная на этом самолёте, также имела систему искусственной центровки (автомат перекачки топлива).

Например, система гражданского самолета - АБСУ-134 состоит из автопилота АП-134, автомата тяги АТ-5, системы тракторного управления СТУ-134 и аппаратуры ухода на второй круг.

АБСУ устанавливалось на самолеты Ту-154 и Ту-144 (АБСУ-154) и ИЛ-62 (САУ-1Т)

В составе бортового оборудования самолёта Ту-154 система АБСУ-154-2 является составной частью ПНК самолёта и выполняет функции, перечисленные ниже в табл. 1.

При разработке необходимо учесть, что **система управления для каждого самолета практически уникальна**, поскольку ЛА различаются:

- по назначению и ТТХ
- по компоновке и техническим идеям
- использованием различных типов механизмов в зависимости от массы, скорости, назначения
- применением новых материалов, конструктивных элементов и приборов.

В качестве примера можно привести перечень функций, выполняемых системой управления Ту-154 (аналогичные по функционалу системы разработаны для аэробуса ИЛ-86 и пассажирского самолета ИЛ-62 и других).

На рис. 2.4 вверху слева показана структура системы управления рулем высоты, включающая механическую систему ручного управления (элементы 1-7) и систему автоматического управления (элементы 11-13).

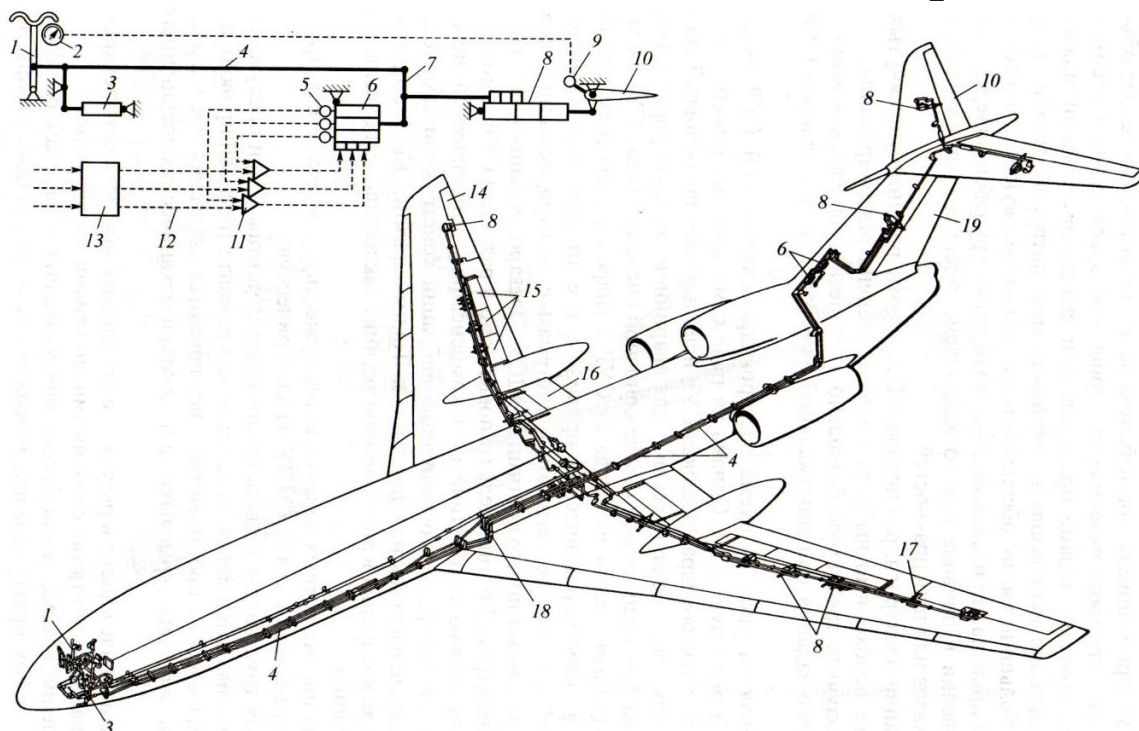


Рис. 2.4. Самолёт Ту-154 с электрогидромеханической СУР:

1 – РУ; 2 – индикатор положения руля; 3 – механизм загрузки; 4 – МПУ; 5 – датчик обратной связи; 6 – электрогидравлический привод; 7 – механический сумматор; 8 – гидромеханический привод; 9 – датчик положения руля; 10 – РВ; 11 – сумматор электрических сигналов; 12 – электрические связи; 13 – система автоматического управления и стабилизации; 14 – элерон; 15 – интерцепторы; 16 – закрылки; 17 – нелинейный механизм управления внешними интерцепторами; 18 – компенсационная качалка; 19 – руль направления

Отличительной особенностью системы управления современного самолета является наличие необратимых бустерных систем.

При необратимой системе гидроусилитель воспринимает усилия, создаваемые шарнирным моментом аэродинамических сил, действующих на орган управления. Так как моменты от аэродинамических сил не передаются на колонку, штурвал и педали, то для имитации этих моментов в систему управления введены загрузочные устройства, создающие усилия при отклонении колонки, штурвала и педалей.

Искусственная загрузка командных рычагов позволяет получить наилучшие динамические характеристики управляемости самолета независимо от значения шарнирного момента.

Гидроусилитель (бустер) отклоняет соответствующий орган управления со скоростью до 50°/с с чрезвычайно малым запаздыванием. Требуется приложение небольших усилий со стороны пилота для перемещения золотника гидроагрегата, при этом реакция органа управления не передается на рычаги управления. Усилия «в сторону пилота» гасятся инерционностью проводки, ее трением и механизмом, имитирующим нагрузку от шарнирного момента.

Механическая часть канала управления рулем высоты показана на рис. 2.6.

Схема управления рулем высоты 5 обеспечивает управление по тангажу на всех режимах полета как от пилота, так и от бортовой системы управления (рис. 2.6). При управлении от пилота перемещение колонки 1 через тягу 2 управления передается на золотник рулевого привода 4. Усилия на колонке управления создаются загрузчиками 10 и 11. Для снятия созданного ими усилия используется электромеханизм триммерного эффекта 9, уменьшающий обжатие пружины. Сформированные сигналы от датчика угловой скорости 7 электромеханизма 9 и пилота поступают на вычислитель и усилитель 8 сервопривода электрогидравлического рулевого агрегата 6, где происходит их обработка. Электрический сигнал преобразуется в механическое перемещение проводки управления.

- 1 – штурвальная колонка
- 2 – тяги проводки управления
- 3 – золотниковый механизм бустера
- 4 – бустер – гидроусилитель, отдельные для левой и правой секций руля высоты
- 5 – руль высоты, секции на левой и правой консолях стабилизатора
- 6 – рулевой агрегат, сервопривод
- 7 – ДУС, датчик угловой скорости тангажа (демпфер тангажа)
- 8 – усилитель сервопривода
- 9 – механизм триммера руля высоты
- 10, 11 – механизмы загрузки штурвальной колонки

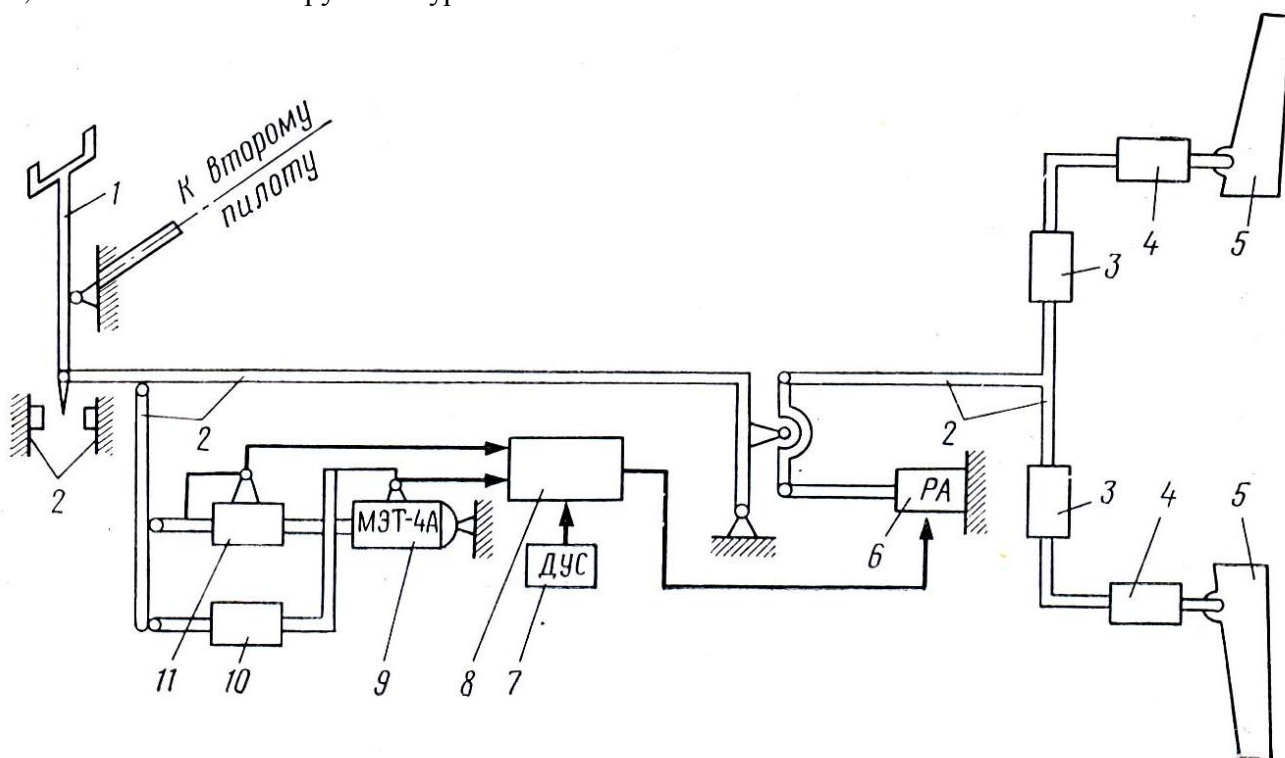


Рис. 2.6. Структурная схема необратимой бустерной системы (продольный канал управления рулем высоты самолета)

Автоматизированная бортовая система управления самолетом Ту-154 – АБСУ-154

Электромеханический комплекс системы управления самолетом Ту-154Б включает в себя системы продольного и поперечного управления, автоматическую бортовую систему управления рулем направления, системы управления воздушными тормозами — интерцепторами, закрылками и предкрылками.

Система бортового управления обеспечивает штурвальное и автоматическое управление во всем диапазоне режимов полета — от взлета до посадки.

Конструкция проводки управления и рулевых механизмов и приводов реализует (см. рис. 2.4 и 2.6):

- ручное (штурвальное) управление с улучшением показателей управляемости;
- автоматическую стабилизацию заданных режимов полета;
- автоматическое траекторное управление.

Таблица 1. Перечень комплексных требований к функциям АБСУ современного ЛА

1.	обеспечение заданных характеристик устойчивости и управляемости самолёта на всех режимах полёта от влёта до посадки; (в т.ч. при штурвальном управлении)
2.	автоматическую стабилизацию углового положения самолёта относительно трёх основных осей устойчивости;
3.	автоматическую стабилизацию заданной барометрической высоты полёта, приборной скорости или <u>числа М</u> ;
4.	управление по <u>крену</u> и <u>тангажу</u> (<u>координированный разворот</u> , набор высоты и снижение) от рукояток на пульте управления;
5.	автоматическое управление заданным <u>курсом</u> самолёта (режим ЗК) при ручной выставке заданного курса кремальерой на ПНП;
6.	автоматическое управление самолётом в боковой плоскости при маршрутном полёте по радиомаякам <u>VOR</u> или по сигналам <u>НВУ-БЗ</u> ; (вывод на заданную навигационным вычислителем линию пути и стабилизацию на ней)
7.	директорный или автоматический режим управления самолётом при <u>заходе на посадку</u> в соответствии с нормами <u>матеминимума</u> II категории <u>ИКАО</u> (по курсу - с начала четвёртого <u>разворота</u> , по продольному каналу - с момента "захвата" <u>глиссады</u>);
8.	автоматическую стабилизацию и управление <u>приборной скоростью</u> полёта с помощью автомата тяги на предпосадочном маневре и при <u>заходе на посадку</u> ;
9.	автоматический уход на второй круг с высоты не ниже 30 метров;
10.	индикацию основных навигационно-пилотажных параметров и предупредительно-командную сигнализацию об отказах (визуальную, световую и звуковую);
11.	автоматический предполётный и полётный контроль с указанием отказавшего подканала или режима, а также автоматическое переключение на резервный исправный режим работы.

В таблице представлены обобщенные описания функционала комплексных систем, по каждой строке можно сформулировать конкретные требования и детализировать решаемые задачи. Например, для выполнения требований строки 1 необходимо рассмотреть три канала управления (тангаж, крен, рысканье) и соответственно разработать три подсистемы управления, со своим набором конкретных функций.

Количество функций в системах управления самолетов (приблизенно, данные ЦАГИ):

Ан-148 – 12, Ил-96 – 15, Ту-204 – 25, Sukhoi Superjet 100 – 32.

Приблизительно столько же функций (около 30) реализовано в Boeing-787 и Airbus-380.

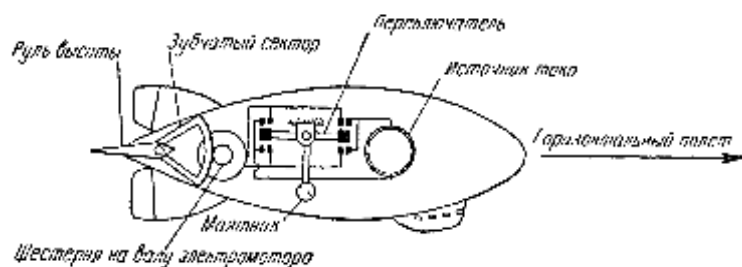
Литература

1. Основные геометрические и аэродинамические характеристики самолетов и ракет : Справочник / В. Г. Микеладзе, В. М. Титов, 143 с. ил. 21 см, 2-е изд., перераб. и доп. М. Машиностроение 1990
2. Михалев И.А. и др. Системы автоматического управления самолетом. "Машиностроение", Москва 1971, стр. 464.
3. Михалев И.А., Окоемов Б.Н., Павлина И.Г., Чикулаев М.С., Киселев Ю.Ф. Системы автоматического и директорного управления самолетом. М., Машиностроение, 1974, 232 с.
4. Михалев И.А., Окоемов Б.Н., Чикулаев М.С. Системы автоматического управления самолетом. М: Машиностроение, 1987 год, 240 стр.
5. Шумилов И.С. Системы управления рулями самолетов. 2009. 469 с. ISBN 978-5-7038-3085-7
6. Лигум Т.И., Скрипниченко С.Ю., Шишмарев А.В. Аэродинамика самолета Ту-154Б. – М.: Транспорт, 1985. 263 с.
7. Системы управления летательных аппаратов. Под ред. Воробьева В.В. М.: Изд. ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2008, -203 с.

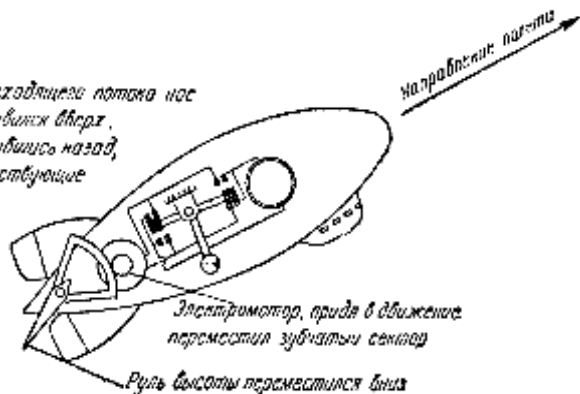
ПРИЛОЖЕНИЕ

П.1. Автопилот Циолковского

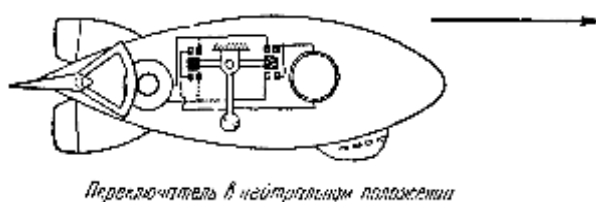
Первую в мире схему автоматического управления дирижаблем разработал наш соотечественник, знаменитый ученый К. Э. Циолковский в 1898 г.



Под влиянием возмущающего потока над дирижаблем корабль наклонился вперед. Маятник отклонился назад, замкнул соответствующие контакты.



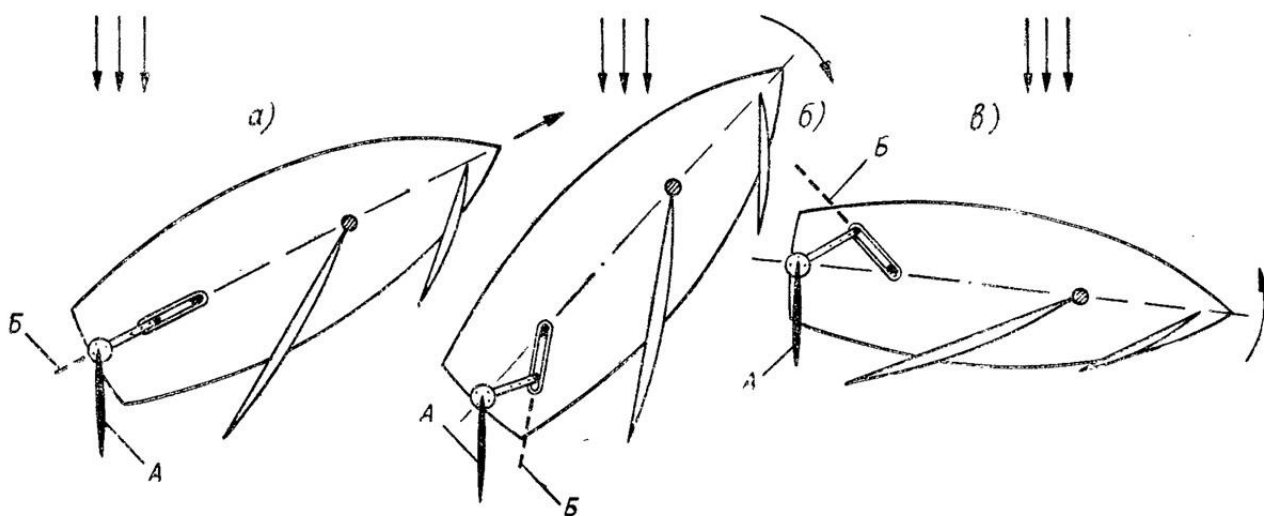
Дирижабль вновь перешел на горизонтальный полет



Принципиальная схема автоматического управления, разработанная К. Э. Циолковским, состоит из всех основных элементов, которые имеются в современных автопилотах **«непрямого» действия**. В таких автопилотах чувствительный элемент воздействует на управление не непосредственно, **а через специальную машину**, приводящую в движение орган управления дирижаблем или самолетом.

На дирижабле нужно иметь источник электрического тока, электромотор, для отклонения руля высоты и чувствительный элемент в виде маятника с переключателями цепи электрического тока (рис. 31). В случае «ухода» дирижабля из горизонтального полета маятник отклоняется. Переключатель соединяет соответствующие контакты. От источников питания ток проходит в электромотор, приводя его в движение; электромотор через зубчатую передачу перемещает руль высоты в положение, при котором дирижабль возвращается в горизонтальное положение (рис. 31).

Конструкции подобных автопилотов относятся к **группе маятниковых**.



Принцип работы подруливающего устройства с передачей в виде двух встречных рычагов на основной руль малой яхточки.

а — яхта идет заданным курсом; б — яхта самопроизвольно привелась, флюгер развернулся и положил руль на правый борт, яхта возвращается на правильный курс относительно ветра; в — яхта самопроизвольно увалилась, флюгер развернулся и положил руль на левый борт, яхта возвращается на правильный курс относительно ветра.
А — положение флюгера; Б — положение пера руля.

Румпельный автопилот яхты (флюгерный, прямого действия)

П.2. Аэродинамическое качество некоторых летательных аппаратов и птиц
ru.wikipedia.org Аэродинамическое качество)

ЛА	Первый полёт	k	Режим полёта	Тип
«Буран»	1988	1,3	на гиперзвуке	Многоразовый космический ЛА
Вингсют	1997	2,5		Костюм-крыло из ткани
Воробей		4		Птица семейства воробьиных
Аэропассажир-ВАС Конкорд	1969	4,35	на посадке	Сверхзвуковой пассажирский самолёт
«Буран»	1988	5,6	на дозвуковом режиме	Многоразовый космический ЛА
Планёр Райт	1902	6,5	планирование	Ранний ЛА
Аэропассажир-ВАС Конкорд	1969	7,14	M=2	Сверхзвуковой пассажирский самолёт
Ньюпор 17	1916	7,9	макс.	Истребитель-биплан
МакДоннелл Дуглас F-4E Фантом II	1958	8,58	макс.	Палубный истребитель третьего поколения
Су-24	1970	9,5	макс., $M < 1$	Фронтальной бомбардировщик с изменяемой стреловидностью крыла
Серебристая чайка		10		Морская птица семейства чайковых
Ан-2	1947	10	макс.	Биплан общего назначения
МиГ-29	1977	10,4	макс., $M = 0,75$	Фронтальной истребитель 4 поколения
Су-27	1977	11,6	макс.	Тяжелый истребитель 4 поколения
Ту-16	1952	~14	макс.	Дальний реактивный бомбардировщик
Ил-62М	1963	14,5	макс.	Узкофюзеляжный пассажирский самолёт
Дуглас DC-3	1935	14,7	макс.	Самый массовый пассажирский/транспортный самолёт
Боинг 737	1967	15	макс.	Узкофюзеляжный пассажирский самолёт
Як-42	1975	15	макс. (при малых M)	Региональный пассажирский самолёт
Ил-76Т	1971	15,5	макс.	Военно-транспортный самолёт
Ту-154М	1968	16,5	макс.	Узкофюзеляжный пассажирский самолёт
Aeros Combat L	2003	16,7	макс.	Безмачтовый дельтаплан
Ту-204	1989	18	макс.	Узкофюзеляжный пассажирский самолёт
Ан-225	1988	19	макс.	Сверхтяжёлый дальний транспортный самолёт
Ту-160	1981	>19	макс.	Стратегический бомбардировщик с изменяемой геометрией крыла
Альбатрос		20		Морская птица отряда буревестникообразных
М-55	1988	~30	планирование	Высотный самолёт М-55 «Геофизика»
Schleicher ASG 29-18m	2005	52	макс.	Серийный планёр
Schleicher ASH 25	1986	57	макс.	Двухместный серийный планёр

Механизация крыла

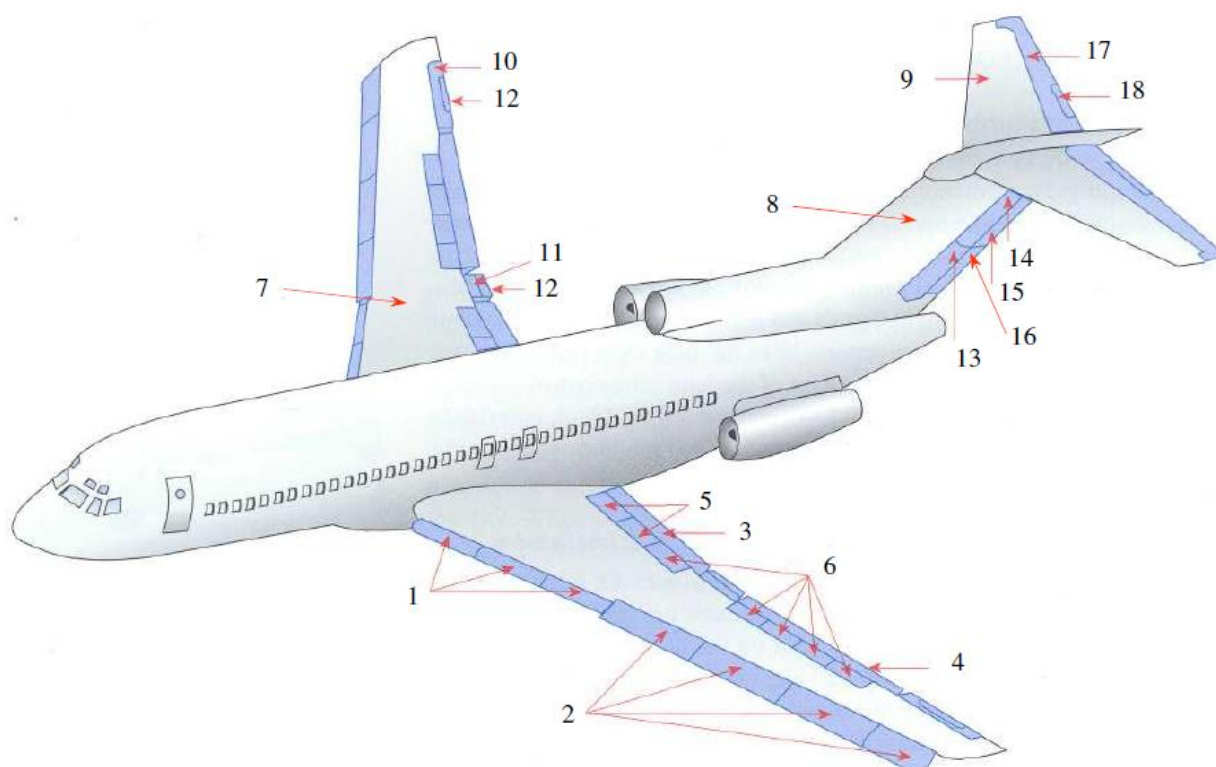
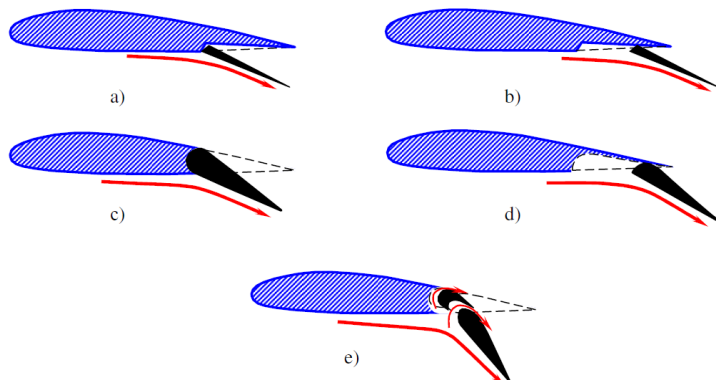


Рис. 9.1. Расположение элементов механизации крыла, стабилизации и управления самолетом

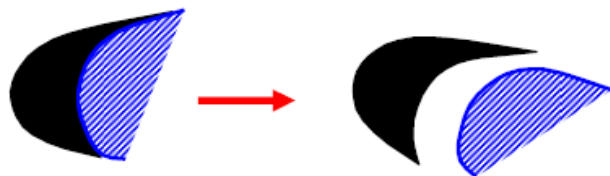
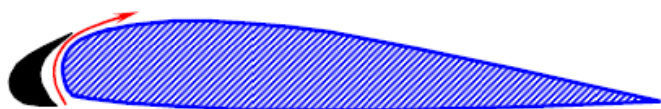
Механизация крыла: 1 – внутренние секции предкрылка; 2 – внешние секции предкрылка; 3 – внутренний закрылок; 4 – внешний закрылок; 5 – интерцептор (наземный); 6 – интерцептор (полетный).

Элементы стабилизации самолета: 7 – крыло – стабилизация по крену; 8 – киль (вертикальное оперение) – стабилизация по курсу; 9 – стабилизатор (горизонтальное оперение) – стабилизация по высоте.

Элементы управления самолета: 10 – внешний элерон; 11 – внутренний элерон; 12 – триммер элерона; 13 – нижняя секция руля направления; 14 – верхняя секция руля направления; 15 – триммер руля направления; 16 – сервокомпенсатор кюля направления; 17 – руль высоты; 18 – триммер руля высоты.



Предкрылок

 α_1 $\alpha_2 > \alpha_1$

Интерцептор

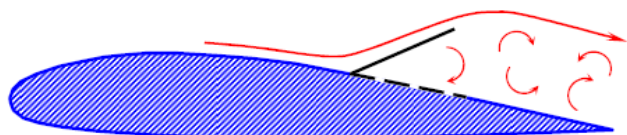
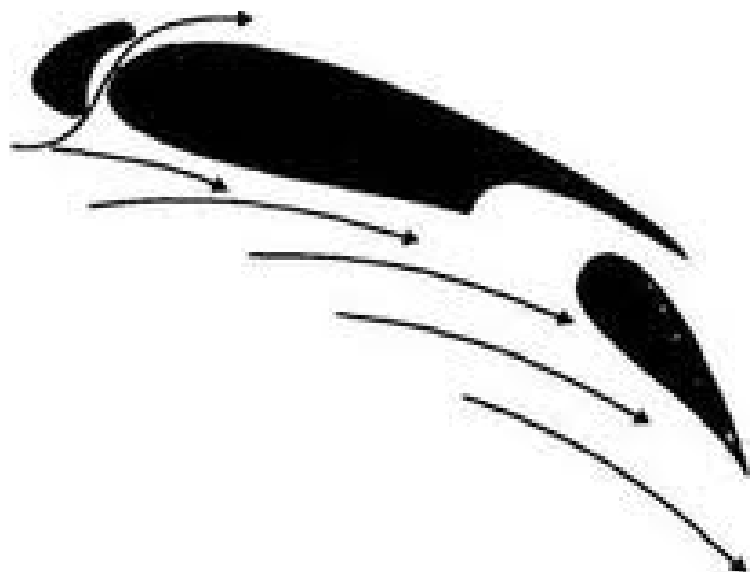


Схема обтекания





Boeing-747 с выпущенными закрылками и предкрылками

Тема I Последовательность проектирования и разработки автопилота

1. Исходная документация (данные) для проектирования

Проектирование есть процесс создания оптимального (по заданным критериям) и технически реализуемого варианта построения АП. Для принятия рационального решения разработчику АП необходим определенный объем информации, который условно можно подразделить на необходимую начальную (априорную) информацию и рабочую.

АПРИОРНАЯ ИНФОРМАЦИЯ [prior information] — предварительные данные и представления разработчика и заказчика, используемые при формировании исходной математической модели (имеющиеся в распоряжении разработчика до начала разработки и функционирования АП или его модели). Их источником могут быть:

- ТЗ на ЛА и его ТТХ,
- совокупность сведений о параметрах движения самолета, используемых непосредственно при управлении во время полета,
- структура бортовых систем, функции АП,
- теоретические исследования, дающие представление о характеристиках объекта управления,
- предшествующие исследования и эксперименты с аналогами.

РАБОЧАЯ ИНФОРМАЦИЯ – данные, которые появляются в процессе проектирования, причем осуществляется параллельная разработка самолета, планера, механизмов и т.д. и САУ и АП. В процессе эксплуатации ЛА возможна модернизация ЛА, внедрение новой элементной базы, что требует создания модификаций САУ.

Для разработки структуры АП необходимой начальной информацией являются:

- сведения о свойствах самолета как объекта управления
- и четко сформулированные требования, предъявляемые к автопилоту.

Эти сведения оформляются в виде двух технических документов: тактико-технических характеристик самолета, и технического задания на разработку АП. Процедура проектирования автопилота начинается с составления, согласования, утверждения и анализа этих документов.

4.2. Основные этапы проектирования

Жизненный цикл любого изделия состоит из следующих стадий: обоснование потребности, НИР, ОКР, производство, монтаж (установка), использование (эксплуатация), утилизация.

Этапы проектирования и разработки АП (САУ)

На начальном этапе (аванпроект, эскизный проект) проектирования осуществляется (АНАЛИЗ => СИНТЕЗ) (**этап НИР**)

- разработка обобщенных математических моделей ЛА, анализ особенностей статических и динамических характеристик;
- анализ управляемости ЛА в различных режимах полета; (возможно, для анализа и синтеза требуется разработка новых методов исследования)
- анализ схемы управления и системы управления ЛА; выбор агрегатов (ДПИ, РМ)
- анализ и исследование системы управления движением при различных законах управления;
- анализ и исследование погрешностей системы управления и навигации в различных режимах движения;
- обоснование реализуемости системы управления и навигации и достижимости требуемых показателей;

Этап технического проекта (этап ОКР)

- разработка и исследование вариантов аппаратной и программной реализации

- системы управления и навигационного комплекса ЛА;
- разработка и исследование вариантов построения наземных элементов управления
- разработка программно - аппаратного стенда моделирования системы ЛА-АП;
- разработка макета системы управления и АП.

Разработка опытных образцов

- полунатурное моделирование
- изготовление опытных образцов
- летные испытания, приемо-сдаточные испытания

Передача в эксплуатацию, серийное производство

Модернизация в процессе эксплуатации – сбор полетной информации в процессе реальной эксплуатации.

Этап НИР

На этапе НИР (научно - исследовательская работа), проводимой на предпроектной стадии решается задача получения достоверной научно-технической информацией, характеризующей мировой технический уровень и дающей материал для прогнозирования технических параметров и технико-экономических показателей изделия , подлежащих разработке.

Существует стандарт «Порядок проведения НИР». Основные положения, ГОСТ 15.101-80. ГОСТом рекомендуются отраслевые стандарты, которым устанавливаются:

- Срок согласования и утверждения ТЗ НИР;
- Срок рецензирования и этапы работ, на которые осуществляется рецензирование;
- Порядок рассмотрения приемки и оформления результатов НИР (этапов НИР);
- Учет и хранение ТЗ НИР, отчетов и других документов;
- Способ финансирования;
- Порядок решения разногласий, возникающих между организациями о процессе

проведения НИР.

Предпроектный НИР заканчивается формированием исходных технических требований к разрабатываемому изделию, оформляемых затем в виде ТЗ, патентным !!!!!!!!!!!!!!!!!!!!! , составлением технико-экономического обоснования целесообразности новой разработки.

Этап ОКР

К ОКР относятся разработка технической, конструкторской и частично технологической документации, изготовления и испытания опытных образцов и сдача их межведомственной комиссии.

Этапы ОКР установлены ГОСТ 2.103-68 и ими являются техническое задание, техническое предложение, эскизный проект, технический проект, рабочая документация.

Последовательность проектирования и разработки автопилота

Процесс проектирования и разработки АП, является итеративным – на каждом шаге итерации разработчик системы пытается найти более совершенные решения. На первых этапах исходные предпосылки еще не достаточно четко определены, поэтому используются приближенные методы, расчеты и испытания (моделирование).

При расчетах и моделировании в первом приближении, когда выявляется чувствительность переменных проектируемой системы к отдельным параметрам, можно

пренебречь второстепенными факторами. Позже, когда будут изучены и поняты основные процессы в системе, в анализ следует включить и второстепенные, ранее не учтенные факторы, чтобы быть уверенным в том, что на последующих этапах проектирования не возникает никаких неожиданностей и в целом будут получены наиболее удовлетворительные результаты.

Процесс решения технических задач, возникающих при проектировании АП, является эволюционным процессом постепенного перехода от постановки проблемы в терминах задания к созданию технической и программной документации реальной системы и описанию ее технических возможностей. На рисунке 1.1 показана укрупненная схема процесса разработки АП, охватывающая основные этапы проектирования и испытаний.

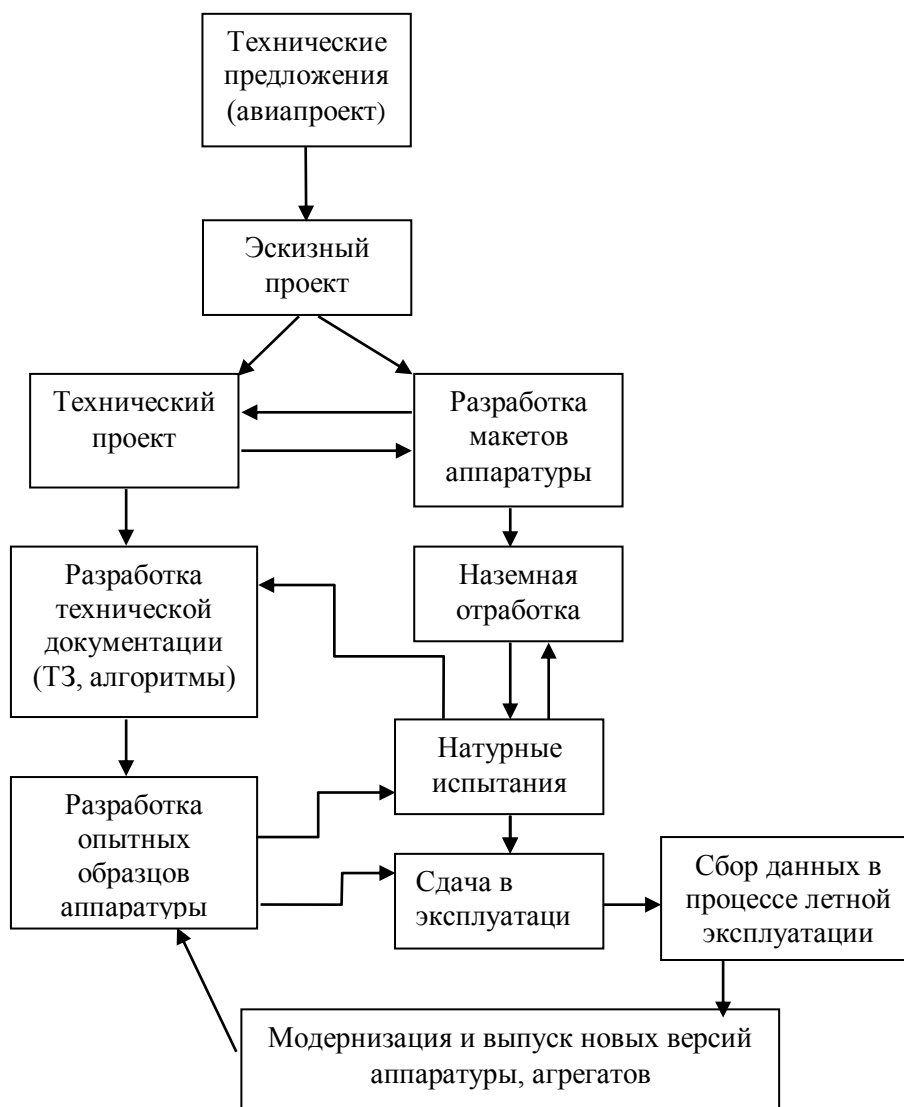


Рис. 1.1

Схема-алгоритм разработки АП

Структура ТЗ содержит разделы:

1. «Наименование и область применения» - указывает наименование изделия, его условное обозначение.
2. «Основание для разработки» – указывает документ, на основании которого ведётся разработка, директивную организацию, утвердившую решение о разработке.
3. «Цели и назначение разработки» – указывает эксплуатационное и функциональное назначения, перспективность разрабатываемого устройства.
4. «Источники информации» – указывает перечень НИР или других работ, обосновывающих необходимость проведения разработки.
5. «Технические требования» – содержит комплекс требований, определяющих изделия (показатели, требования по надежности, стандартизации, эстетические и

эргономические требования, исходным и эксплуатационным материалом, условиям эксплуатации, транспортировки, хранению и т.д. – специальные требования).

6. «Экономические показатели» – экономическая окупаемость изделия, лимитная цена и т.д.
7. «Стадия и этапы разработки» – этапы, сроки выполнения.
8. «Порядок контроля и приемки» – указывает количество образцов изделий, место и условия приемки, методика испытаний.
9. «Приложения» по мере необходимости, где могут указываться организации, с которыми согласовываются отдельные конкретные решения, перечень нового технологического оборудования, подлежащего разработке в связи с созданием нового изделия и т.д.

Характеристика этапов

Техническое предложение (ТП).

Разрабатывается, если при составлении ТЗ не представляется возможным установить те или иные требования на разработку проектируемого изделия. Для получения оптимальных технических требований требуется проработка минимум двух вариантов технических предложений.

В результате ТП должно содержать – совокупность конструкторских документов, которые должны содержать технически и технико-экономические обоснования целесообразности разработки документации изделия на основании анализа технического задания заказчика и различных вариантов возможных решений изделий, сравнительные оценки решений с учетом конструктивных и эксплуатационных особенностей разрабатываемого и существующих изделий и патентные исследования.

Техническое предложение после согласования и утверждения в установленном порядке является основанием для разработки эскизного (технического) проекта. Объем работ по ГОСТ 2.118-73.

Эскизный проект (ГОСТ 2.119-73).

Эскизный проект – совокупность конструкторских документов, которые должны содержать принципиальные конструктивные решения, дающие общее представление об устройстве принципе работы изделия, а также данные, определяющие назначение, основные параметры и габаритные размеры, разрабатываемого изделия. Эскизный проект после согласования и утверждения в установленном порядке служит основанием для разработки технического проекта или рабочей конструкторской документации.

Предусматривает разработку, изготовление и испытание макета устройства.

Технический проект (ГОСТ 2.120-73) – является совокупностью конструкторских документов, в которых содержатся окончательные технические решения и все исходные данные для разработки рабочей документации.

Рабочая документация разрабатывается для изготовления опытного образца установочной партии.

После изготовления опытного образца, проводится цикл испытаний, в начале на земных, а затем в реальных условиях эксплуатации. После испытаний возможен новый итерационный цикл разработки, которая должна закончиться выпуском рабочей документации для серийного производства.

Изделия прошедшие жизненный цикл эксплуатации. Подлежит демонтажу и утилизации в соответствии с требованиями охраны окружающей среды.

Терминология

Модель – образец, служащий эталоном для серийного или массового воспроизведения, а также тип, марка какого-либо изделия, конструкции.

Макет – конструктивная реализация изделия на 1^{ом} этапе разработки эскизного или технического проектирования; при этом макетируется изделие в целом или отдельные его узлы.

Экспериментальный образец – образец изделия, вещества, материала для проведения исследовательских испытаний, созданный в процессе НИР и обладающий основными признаками продукции, намечаемой к разработке.

Примечание: экспериментальный образец не является опытным образцом продукции.

Конструктивным элементом называется отдельная деталь или узел, который при конструировании рассматривается как одно целое и поэтому может иметь различную сложность если, не принимая во внимание форму элемента рассматривать только его функцию, то речь пойдет о функциональном элементе.

Узел – ограниченная, автономно работающая группа деталей, связанных между собой. С точки зрения системы он рассматривается как подсистема. Узлы являются конструктивными элементами; они могут быть покупными или поставляемыми изделиями (например, реле, электрические соединители, интегральные микросхемы, стандартные муфты, передача, двигатели).

Деталь – это конструктивный элемент, получаемый в результате обработки материала без соединения с другими конструктивными элементами. Внутренние связи в нем отсутствуют.

Уровень деталей является самым низким уровнем «физического» разбиения прибора.

1.1. 3. Тактико-технические данные самолета (ТТХ)

<http://www.vonovke.ru/> - Вся авиация

Эти данные выдаются предприятием-заказчиком предприятию - разработчику АП и содержат (на примере):

1. Назначение и тактические требования по использованию самолета.
2. Конструктивные (геометрические) данные самолета, в которые входят площади и средние аэродинамические хорды крыльев, рулей, элеронов и триммеров, размах крыла, плечи горизонтального и вертикального оперений и двигателей, углы установки крыла и двигателей относительно строительной горизонтали или хорды крыла.
3. Массовые характеристики самолета, т.е. его масса и ее изменения в полете, моменты инерции самолета относительно осей связанной системы координат и их изменения в полете, моменты инерции рулей относительно их осей вращения.
4. Аэродинамические характеристики самолета. Безразмерные аэродинамические коэффициенты и их производные (система координат должна быть указана). Зависимости этих коэффициентов и их производных от режима полета самолета. Эффективности рулей и элеронов, вращательные производные, коэффициенты шарнирных моментов рулей. Балансировочные кривые рулей. Зависимости аэродинамических характеристик самолета от коэффициента обдувки и влияния близости земли.
5. Кинематические и кинетические характеристики самолета. Область полетных эксплуатационных режимов, зависимости максимальной и минимальной скоростей полета от высоты при различных массах самолета.
6. Характеристики двигательной установки: зависимости тяги двигателя от скорости, числа M , высоты полета и положения сектора газа, оборотов.
7. Эксплуатационные характеристики самолета. Максимально допустимые перегрузки, угловые ускорения, углы крена и тангажа в функции высоты полета и числа M .
8. Характеристики управляемости самолета. Градиенты усилий на органах управления, градиенты и перемещений органов управления по перегрузке и угловым скоростям и их изменения по режимам полета.
9. Характеристики проводки управления самолета. Чертежи компоновки ЛА. Кинематические схемы проводки управления с указанием размеров, необходимых для определения всех передаточных отношений, мест присоединения рулевых машин АП и гидроусилителей. Статические и динамические характеристики гидроусилителей, величина трения в проводке управления. Характеристики упругости проводки. Люфты и другие нелинейности.
10. Режимы работы автопилота на самолете. Диапазон высот и скоростей, при которых будет происходить полет с включенным АП. Расчетные режимы полета самолета с АП. Расчетные возмущения при проверке качества переходных процессов/требования к переходным процессам системы самолет — АП.

В настоящее время самолетов модели Боинг 737 произведено более восьми тысяч. Стоимость самолета Боинг 737 колеблется от 51,5 млн до 87 млн долларов.

Цена пассажирского самолёта **Боинг 777** составляет от 151 до 170 млн. долларов (450 пасс)

<http://www.traveler-mir.com/tourist/boing-737>

<http://world-s.ru/component/content/article/115-vsamolet/boeing/732-boeing-737>

<http://samolety.org/emirates/>

<http://engine-market.ua/boing-iznutri-semyeistvo-boeing-737-p337/>

Ту-154М 5,4 тонн в час
 А-321 3,2 тонн в час
 А-320 2,9 тонн в час
 Боинг-737-400 2,8 тонн в час
 Боинг-737-500 2,3 тонн в час

1.2. Типовое техническое задание на разработку автопилота (САУ)

Техническое задание (ТЗ) на разработку АП представляется предприятием – заказчиком предприятию — разработчику АП. Оно утверждается заказчиком и согласовывается с разработчиком. В ТЗ отражаются следующие основные вопросы:

1. Тип самолета, для которого разрабатывается АП, характеристики ЛА (см. выше)
 2. Назначение АП, его функции и область его применения (режимы работы).
 3. Состав (комплектность) АП. Указываются основные агрегаты и блоки, входящие в комплект автопилота.
 4. Технические требования, в которые входят:
 - 1) основные технические характеристики АП: время готовности, режимы работы АП, контролируемые параметры полета, точность стабилизации параметров полета самолета;
 - 2) состав ДПИ, выходные характеристики ДПИ **см. серая книга, стр. 12,**
 - 3) характеристики сервопривода (усилитель, рулевая машина, обратная связь)
 - 4) габаритные и присоединительные размеры, масса автопилота;
 - 5) характеристики систем питания, энергопотребление для аппаратной части и исполнительных приводов;
 - 6) размещение агрегатов автопилота на самолете, условия установки и монтажа;
 - 7) условия эксплуатации, применения, транспортировки и хранения;
 - 8) регламентные работы, ресурс и срок службы, в т.ч. по агрегатам, показатели ремонтпригодности. *(ресурс - запас возможной наработки оборудования после момента контроля его технического состояния (или ремонта), в течение которого обеспечивается соответствие, требованиям всех его основных технико-эксплуатационных показателей и показателей безопасности.)*
- Все величины, определяющие технические показатели, задаются с учетом допустимых отклонений или оговариваются их предельные отклонения.
5. Требования к надежности АП. В этом пункте оговаривают количественные показатели надежности, методы оценки результатов испытаний на надежность.
 6. Требования к автоматизированному контролю (приводится перечень параметров подлежащих контролю, оговаривается наличие встроенной системы контроля и контроля с помощью контрольно-поверочной аппаратуры).
 7. Конструктивные требования, например, требования к компоновке агрегатов АП – моноблок, функциональные блоки.
 8. Взаимодействующие изделия (здесь перечисляются все системы и комплексы бортовой аппаратуры самолета, с которыми должен взаимодействовать разрабатываемый АП).
 9. Требования к стандартизации, нормализации и унификации узлов и деталей АП, причем обращается особое внимание на требование к максимальному использованию стандартных, нормализованных и заимствованных узлов и деталей, которые следует использовать при разработке АП.

10. Документация, подлежащая дополнительному согласованию с заказчиком (оговариваются конкретные схемы, технические условия, инструкции, подлежащие согласованию с заказчиком).
 11. Порядок испытаний и приемки опытного образца или образцов АП. Оказывается программа испытаний, правила приемки опытного образца, количество опытных образцов, сроки испытаний.
 12. Указываются серийные АП, которые предполагается снять с производства после внедрения вновь разработанного АП.
 13. Указывается возможность использования разрабатываемого АП на самолетах других типов.
 14. Другие требования (например, требования к контрольно-поверочной аппаратуре).
- В процессе проектирования АП отдельные пункты ТЗ уточняются и корректируются.

2. Условия работы автопилота на летательном аппарате

Основные условия и особенности работы бортового оборудования летательных аппаратов связаны с высотой и скоростью полета, а также с механическими нагрузками, размещением и иными условиями эксплуатации.

Автопилоты находятся в условиях работы, характерных для всего комплекса бортового оборудования, в первую очередь электрооборудования ЛА. Эти условия характеризуются широким диапазоном изменения 1) температуры, 2) давления, 3) плотности, 4) влажности и 5) электропроводности воздуха, 6) наличием механических сил, действующих на оборудование, 7) изменением положения оборудования в пространстве, 8) наличием паров топлива и масла.

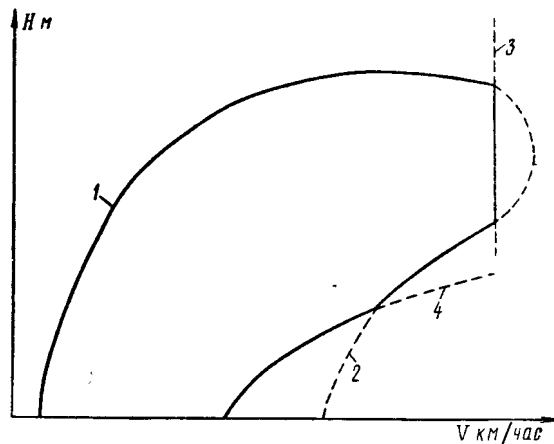


Рис. 1.3. Возможная область горизонтальных режимов полета самолета с ТРД

Аэродинамические ограничения самолета определяются, в первую очередь, допустимыми значениями коэффициента подъемной силы самолета и возможной потерей устойчивости пути. Возможный диапазон изменения коэффициента C_y определяется характеристиками крыла самолета и ограничивается предельными значениями, определяемыми из известных зависимостей $C_y = f(a, M)$. Допустимое значение задается с запасом:

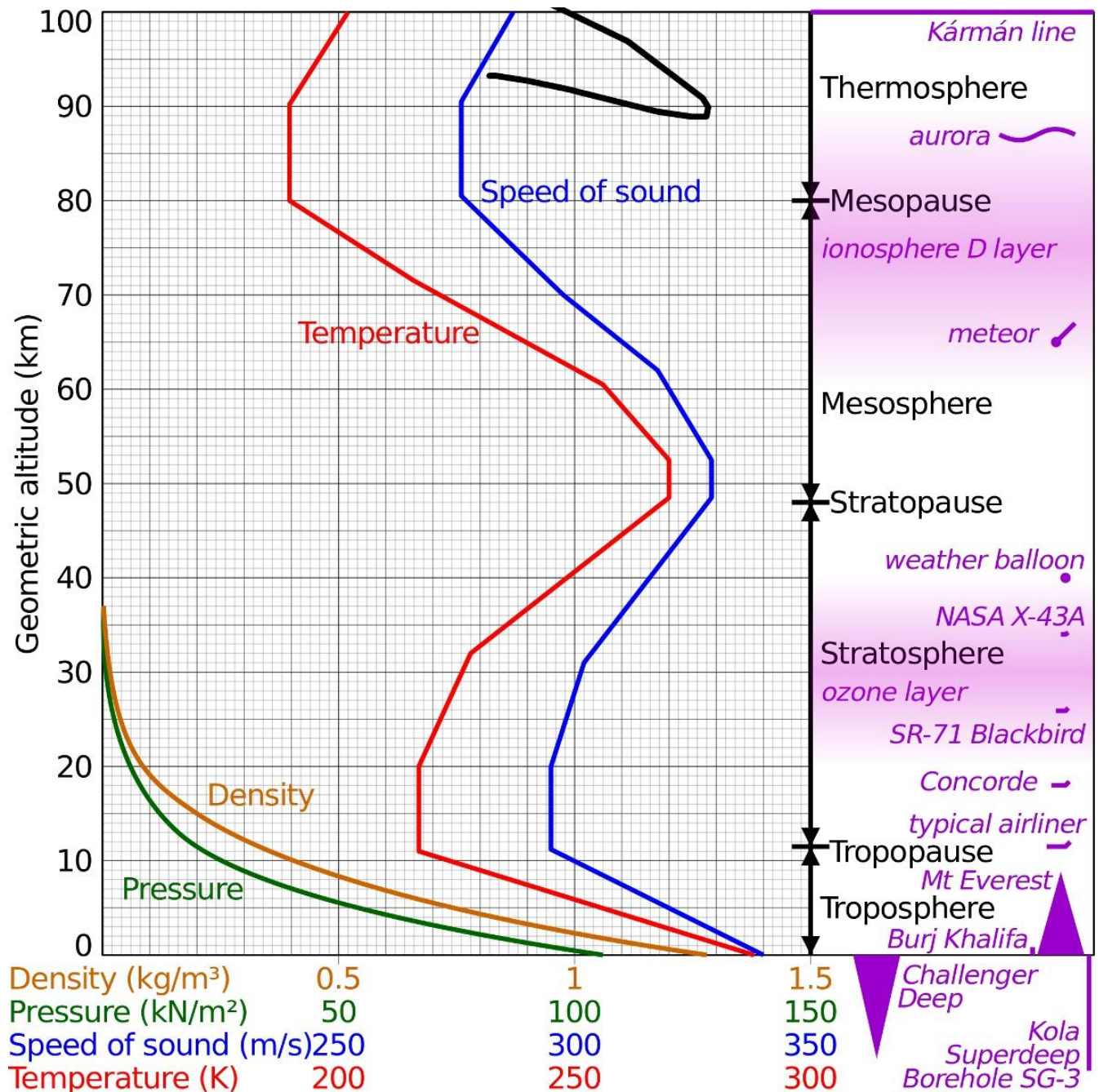
$$C_{y\text{ доп}} = (0,8 - 0,85) C_{y\text{ max}}.$$

Коэффициент устойчивости пути m_y^β уменьшается при увеличении числа M и может даже изменить знак при некоторых критических значениях числа M , что приводит к ограничению числа M полета.

Аэродинамический нагрев приводит к повышению температуры корпуса при увеличении числа M .

На рис. 1.3 кривая 1 определяется условием горизонтального полета по значению $C_{y\text{ доп}}$; кривая 2 — возможностями двигателей самолета (из условия равенства $P \sim Q$); кривая 3 — соответствует максимальному допустимому числу M (обычно это ограничение имеет место на высотах более 11 км, поэтому на рис. 1.3 линия 3 изображена в виде вертикальной прямой; на меньших высотах более сильным является, как правило, ограничение q_{max} ; линия 4 — соответствует ограничению по максимальному скоростному напору q_{max} .

Современные летательные аппараты должны совершать полеты независимо от погоды, в сложных метеорологических условиях, на больших высотах. Как известно, свойства атмосферы зависят от высоты. С увеличением высоты понижается давление, уменьшается плотность и изменяется температура воздуха. Температура атмосферного воздуха у поверхности земли может достигать -60°C зимой и $+50^{\circ}\text{C}$ летом. С высотой температура убывает на $6,5^{\circ}$ на каждый километр. Начиная с 11 км и примерно до 35 км температура мало изменяется с высотой, составляя зимой и летом $-56,5^{\circ}\text{C}$ (в средних широтах).



Для МСА принимают следующие условия: давление воздуха на среднем уровне моря при температуре 15°C равно 1013 мб ($101,3\text{ кН/м}^2$ или 760 мм рт. ст.), температура уменьшается по вертикали с увеличением высоты на $6,5^{\circ}\text{C}$ на 1 км до уровня 11 км (условная высота начала тропопаузы), где температура становится равной $-56,5^{\circ}\text{C}$ и почти перестаёт меняться.

МСА

Высота (м)	Температура (°C)	Давление (мм рт.ст.)	Весовая плотность (кгс/м ³)	Массовая плотность (кгс*с ² /м ⁴)	Скорость звука, м/с
0	+15	760	1.225	0.125	340,3
500	+11.8	716	1.166	0.119	338,4
1000	+8.5	674	1.112	0.113	336,4
3000	-4.5	526	0.909	0.093	328,6
4000	-11	462	0.819	0.084	324,6
5000	-17,5	405	0,7365	0,075	320,4
6000	-24	354	0,6601	0,067	316,3
7000	-30,5	308	0,59	0,060	312,1
8000	-37	267	0,5258	0,053	307,9
9000	-43,5	231	0,4671	0,048	303,6
10000	-49,9	199	0,4135	0,042	299,3
11000	-56,4	170	0,3648	0,037	294,9
12000	-56,5	146	0,3119	0,032	294,9

(Источник: «Авиация: Энциклопедия». М.: Большая Российская энциклопедия, 1994)

ТАБЛИЦА СТАНДАРТНОЙ АТМОСФЕРЫ								
Н,м	t, C	P, кг/м2	P, мм.рт.ст	P, кг*сек2 м2	P/P0	ρ/ρ0	d (ск. Звука)	
							м/сек	км/ч
0	15	10332	760	0,1249	1	1	340,4	1225
500	11,75	9734	716	0,119	0,942	0,953	338,5	1219
1000	8,5	9165	674,1	0,1134	0,887	0,907	336	1211
1500	5,25	8622	634,2	0,1079	0,835	0,864	334,8	1204
2000	2	8106	596,2	0,1026	0,785	0,822	332,7	1197
2500	-1,25	7615	560,1	0,0976	0,737	0,781	330,7	1190
3000	-4,5	7149	525,8	0,0927	0,692	0,742	328,7	1183
3500	-7,75	6706	493,2	0,088	0,649	0,705	326,7	1175
4000	-11	6286	462,2	0,0835	0,608	0,669	324,7	1168
4500	-14,3	5887	432,9	0,0792	0,57	0,634	322,7	1161
5000	-17,5	5508	405,1	0,0751	0,533	0,601	320,7	1154
5500	-20,8	5150	378,7	0,0711	0,498	0,569	318,6	1146
6000	-24	4811	353,8	0,0673	0,466	0,539	316,6	1139
6500	-27,3	4490	330,2	0,0636	0,435	0,509	314,5	1132
7000	-30,5	4187	307,8	0,0601	0,405	0,481	312,4	1125
7500	-33,8	3901	286,8	0,0568	0,378	0,454	310,3	1117
8000	-37	3630	266,9	0,0536	0,351	0,429	308,2	1110
8500	-40,3	3375	248,1	0,0505	0,327	0,404	306,1	1102
9000	-43,5	3135	230,5	0,0476	0,303	0,381	303,9	1094
9500	-46,8	2909	213,8	0,0448	0,282	0,358	301,8	1086
10000	-50	2696	198,2	0,0421	0,261	0,337	299,6	1078
10500	-53,3	2496	183,4	0,0395	0,242	0,317	299,4	1070
11000	-56,5	2303	169,6	0,0371	0,223	0,297	295,2	1063

Работа авиадвигателя и различных агрегатов, установленных на летательном аппарате, сопровождается выделением тепла. Это приводит к сильному нагреву расположенных вблизи них объектов электрооборудования. Например, температура мест крепления элементов электрооборудования на авиадвигателе может достигать 250°C и выше.

При полетах на больших скоростях, превышающих скорость звука, поверхность летательного аппарата нагревается вследствие сильного сжатия воздуха в пограничном слое. Если средняя температура нагрева обшивки на высотах 25-30 км при скорости полета, соответствующей числу $M=1$, составляет 10-25° С, то при скорости полета, соответствующей числу $M=4$, она может достигать 400—600° С. Температура воздуха внутри летательного аппарата будет примерно такая же, как и температура обшивки.

Аэродинамический нагрев определяется скоростью полета, которая в настоящее время даже для пассажирских самолетов достигает величины 2,5 M .

Во время полета внешняя обшивка Ту-144 нагревалась до 160 градусов, в то время как в салоне сохранялись нормальная температура и давление. Фюзеляж "Конкорда" при полете на сверхзвуке удлинялся на 25 сантиметров. В салоне рвались коврики, в обшивке появлялись щели. Ту-144 был лишен этого недостатка.

Ту-144, длина 59,4 – 65,7 м, Concorde – 61, 66 м.

Самолет Ту-144 стал первым в истории пассажирским лайнером, преодолевшим звуковой барьер 5 июня 1969 года на высоте 11 километров. Через год на высоте 16 километров Ту-144 преодолел рубеж в 2 Маха, развил 2150 километров в час. В обычных рейсах оба "суперсоника", советский и англо-французский, по мере выработки топлива набирали высоту. Это позволяло увеличить дальность полета. Но летавший над Атлантикой "Конкорд" при встречном ветре поворачивал обратно - керосина могло не хватить. На рейсах из Москвы в Ташкент, Алма-Ату и Дели Ту-144 достигал пункта назначения при любом ветре. (Ту-144 - тайны советского сверхзвука)

Высота полета оказывает значительное воздействие на работу всего комплекса электрооборудования самолета.

Давление атмосферного воздуха у поверхности земли в средних широтах изменяется в пределах 730—780 мм рт. ст. С увеличением высоты давление падает. На высоте 12 км давление атмосферного воздуха примерно в 6 раз меньше давления у земли, а на высоте 20 км—в 16 раз; на высоте 35 км давление составляет около 4 мм рт. ст.

Плотность воздуха прямо пропорциональна давлению и обратно пропорциональна температуре. С увеличением высоты плотность воздуха уменьшается. На высоте 12 км плотность воздуха примерно в 4 раза меньше плотности воздуха у земли, на высоте 20 км – в 14 раз.

Влажность воздуха (содержание в воздухе водяных паров) также изменяется. При данной температуре в воздухе может находиться только определенное количество водяных паров, например, при +15° С предел насыщения составляет около 12 г/см³, а при -20° С – 1 г/см³. По мере удаления от уровня моря количество влаги в атмосфере убывает вследствие удаления от источников влаги, находящихся на земной поверхности, и снижения температуры с увеличением высоты. На высотах выше 9÷10 км водяные пары почти полностью отсутствуют в воздухе.

Степень насыщенности воздуха водяными парами характеризуют *относительной влажностью*, под которой понимают отношение количества водяного пара в 1 м³ воздуха к количеству, которое насыщало бы воздух при той же температуре. В реальных условиях относительная влажность воздуха может достигать 95÷98%.

Электропроводность воздуха при нормальных атмосферных условиях чрезвычайно мала, и только очень высокие напряжения могут создать заметный электрический ток. С высотой она возрастает в связи с уменьшением плотности и увеличением интенсивности ионизации воздуха под действием космических лучей и ультрафиолетовых лучей Солнца.

* 1 мм рт. ст. = 132,322 Па

Изменение температуры вызывает изменение электрического сопротивления проводов,

емкости аккумуляторов вязкости смазочных веществ, применяемых в исполнительных механизмах электроприводов, и вследствие этого – изменение момента сопротивления электродвигателей, формы и размеров деталей, используемых в электротехнических устройствах, механической прочности материалов и т. д. Так, например, при температуре $+50^{\circ}\text{C}$ электрическое сопротивление медных и алюминиевых проводов приблизительно в 1,4 раза больше, чем при температуре 60°C .

Изменение плотности, влажности и электропроводности воздуха влечет за собой изменение условий коммутации в электрических машинах постоянного тока, сопротивления изоляции, продолжительности горения электрической дуги и т. д. Так, например, продолжительность горения электрической дуги при напряжении 24 В на высотах 15 – 16 км удваивается по сравнению с продолжительностью горения у земли.

С изменением температуры и плотности воздуха изменяются условия охлаждения электрических машин, аппаратов и проводов. С подъемом, на высоту, несмотря на понижение температуры атмосферы плотности снижается. Это ухудшает условия охлаждения электрических машин, аппаратов и проводов.

(prakticheskaya_aerodinamika_samoleta_tu_154m.pdf Стр. 84)

Плотность воздуха. При уменьшении плотности воздуха (высокая температура, низкое давление, высокогорный аэродром) длина разбега увеличивается, поскольку истинная скорость в указанных условиях больше, а тяга двигателей меньше, чем у земли. При уменьшении давления на 20 мм рт. ст. длина разбега увеличивается на 4%. При увеличении температуры наружного воздуха на 15°C длина разбега увеличивается на 3...4%. При массе самолета 100 т, $H = 1000$ м и изменении температуры от МСА до $t=35^{\circ}\text{C}$ потребная длина разбега увеличивается с 1700 до 2600 м, а полный градиент набора при $\delta z = 28^{\circ}$ уменьшается на третьем этапе с 6 до 3%. Приборная скорость от температуры и давления не зависит.

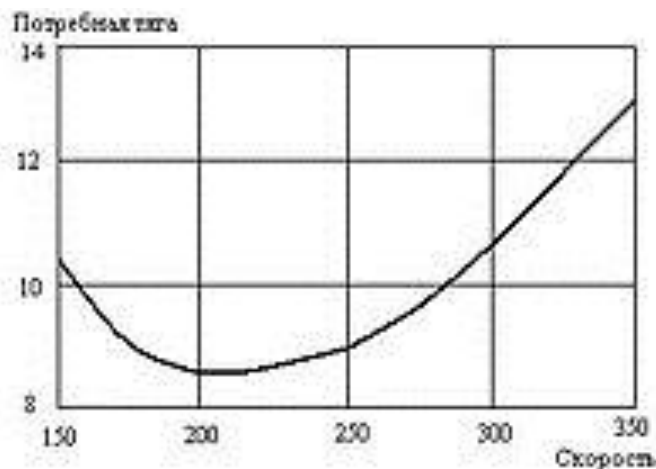
К механическим силам, действующим на летательный аппарат и его оборудование, относятся: силы инерции, возникающие при появлении ускорения и действующие длительно без перемены знака; вибрационные силы, обусловленные наличием на летательном аппарате вибраций, эти силы периодически меняют свое направление; аэродинамические силы, появляющиеся вследствие воздействия на летательный аппарат или его отдельные части аэродинамического потока воздуха; ударные силы, возникающие при посадке и взлете летательного аппарата, работе его агрегатов и систем (например, оружия).

Когда летательный аппарат испытывает ускорение, все элементы электрооборудования подвергаются перегрузке. Наибольшие перегрузки обусловлены действием сил инерции при взлете и выполнении фигур высшего пилотажа. На самолетах перегрузка может достигать величины, равной 12g (т.е. сила инерции, действующая на объект, может быть в 12 раз больше массы объекта); на ракетах—нескольким десяткам и даже сотням g. Величина вибрационной перегрузки зависит от частоты и амплитуды вибрации. На летательных аппаратах наблюдаются вибрации в диапазоне: частот от 0,5 до 500 Гц и выше с амплитудами до 2,5 мм. Вибрационные перегрузки для объектов, устанавливаемых на авиадвигателе, могут достигать 10g.

Изменение физических свойств окружающего воздуха оказывает влияние, на работу электрооборудования летательного аппарата.

Механические силы, действующие на электротехнические установки, могут привести к различного рода повреждениям, например к обрыву проводов и обмоток, особенно в местах их пайки, появлению трещин и порче электроизоляционных материалов, ускоренному износу осей и подшипников в электромеханизмах, нарушению нормальной работы упругих и подвижных элементов электроаппаратов (пружин, якорей электромагнитов и т. п.).

Надежная работа электрооборудования в условиях изменяющихся физических свойств среды и непрерывного воздействия вибраций и механических сил возможна лишь при строгом учете этих условий при конструировании и в процессе эксплуатации электрооборудования.



На графике показана потребная тяга двигателя в горизонтальном полете на уровне моря в стандартной атмосфере. Тяга указана в тысячах фунтов, а скорость – в узлах.

(http://www.vonovke.ru/s/aerodinamika_samoleta_boing_737_-_skorost_poleta)

фунт сила, единица силы в системе английских мер, обозначается lbf. 1 фунт силы = 4,44822 ньютона

По международному определению, один узел (knot) равен 1,852 км/ч (1 [морская миля](#) в час) или 0,514 м/с.

Распространённость узла как единицы измерения связана со значительным удобством его применения в навигационных расчётах: судно, идущее на скорости в 1 узел вдоль меридиана, за один [час](#) проходит одну угловую [минуту](#) географической [широты](#).

Минимальная эволютивная скорость разбега

Это **земная индикаторная скорость** в ходе разбега, при которой в случае внезапного отказа критического двигателя, возможно сохранять управление самолётом, используя только руль направления и сохранять поперечное управление в такой степени, чтобы удерживать крыло в близком к горизонтальному положению для обеспечения безопасного продолжения взлета. V_{MCG} не зависит от состояния ВПП, поскольку при её определении не учитывается реакция ВПП на самолёт.

В таблице представлена V_{MCG} **в узлах** для взлета с двигателями с тягой 22К. Где Actual OAT- температура наружного воздуха, а Press ALT- превышение аэродрома в футах. Приписка снизу касается взлета с выключенными отборами воздуха от двигателей, поскольку тяга двигателей возрастает, то возрастает и V_{MCG} .

Actual OAT	Press ALT				
С	0	2000	4000	6000	8000
40	111	107	103	99	94
30	116	111	107	103	99
20	116	113	111	107	102
10	116	113	111	108	104

For A/C OFF increase V1 by 2 knots.

Взлет с отказавшим двигателем может быть продолжен лишь в случае, если отказ двигателя произойдет при скорости не менее, чем V_{MCG} .

3. Основные тактико-технические требования, предъявляемые к электрооборудованию летательных аппаратов

Важность и сложность функций, выполняемых электрооборудованием летательного аппарата, определяют основное требование, предъявляемое к нему, надежность и безотказность действия. Из условий обеспечения его вытекают и ряд других требований, отличных от требований, предъявляемых к аналогичным видам наземного электрооборудования, например к автомобильным или стационарным наземным установкам промышленного типа.

Для выполнения основного требования в ряде случаев необходимо применять специальные конструкции и материалы, использовать особенные принципы при конструировании отдельных элементов и установок и руководствоваться иными соображениями при проектировании всей системы в целом. Кроме того, необходимо иметь в виду, что сроки службы электрооборудования летательных аппаратов устанавливаются более короткие, чем аналогичных видов обычного наземного оборудования, и что требование дешевизны в некоторых отдельных случаях не является решающим.

В целом отдельные требования могут оказаться противоречивыми (например, иметь минимальные массы и габариты и максимальную прочность), и тогда задачей конструктора является найти компромиссное решение, обеспечивающее основные требования, которые являются решающими для данного конкретного случая.

Ниже излагаются тактико-технические, требования, предъявляемые к самолетному оборудованию, разработанные с учетом условий работы электрооборудования и его назначения.

Надежность и безотказность работы. Под надежностью и безотказностью работы понимается защита отдельных объектов (источников электрической энергии потребителей и сети) в случаях аварий и коротких замыканий; блокировка для предотвращения возможных ошибок при управлении, которые могут привести к авариям; автоматическое поддержание работы оборудования в условиях чрезвычайных режимов по возможности длительное время (пониженное напряжение срабатывания для электромагнитов, дублирование цепи питания ответственных потребителей и т. п.).

Надежность оборудования приобретает все больший экономический смысл. Простой дорогого самолета приносит большие убытки. Стоимость новых пассажирских самолетов неизменно возрастает. Такой самолет, как «Боинг-747», стоит в настоящее время 24 млн. \$.

Минимальные массы и габариты. Масса оборудования современного самолета составляет значительную величину, примерно равную полезной, нагрузке самолета. Экономия в массе оборудования позволяет увеличить запас горючего, т. е. увеличить длительность полета, потолок и скорость набора высоты, полезную нагрузку, броню самолета или боезапас, а также уменьшить посадочную скорость и разбег при взлете.

Необходимо учитывать, что кроме массы самого оборудования обычно приходится учитывать массу дополнительных опорных конструкций и крепежного материала для установки их на самолете. При проектировании самолетного электрооборудования приходится считаться не с обычной массой («мертвой» массой) данного объекта, а с так называемой аэродинамической, или полетной массой.

Полетная масса электроагрегата в отличие от устанавливаемой, или «мертвой», массы учитывает вес дополнительных массы, которые неизбежно связаны с установкой данного агрегата, и позволяет оценить его действительную «тяжесть» для летательного аппарата. Так, например, полетная масса генератора складывается из массы самого генератора, дополнительной массы конструкции летательного аппарата; вызванной установкой генератора, дополнительной массы авиадвигателя, топлива и смазки, обусловленных отбором мощности от авиадвигателя на привод генератора, и также массы системы охлаждения генератора. Из перечисленного видно,

что отдельные слагающие массы зависят от скорости, высоты и продолжительности полета. Полетная масса генератора зависит от потребляемой им мощности и времени его работы. Потребляемая мощность в свою очередь зависит от полезной мощности и к. п. д. При заданной полезной мощности уменьшение к. п. д. ведет к увеличению добавочной массы и тем большему, чем больше время работы генератора.

Для объектов с кратковременным режимом работы, как правило, добиваются меньшей «мертвой» массы, поступаясь величиной к. п. д. Чтобы снизить «мертвую» массу, необходимо увеличить нагрузки на активные материалы. Это ведет к повышенным перегревам и требует применения либо особой изоляции, либо лучшего охлаждения, либо специальных высококачественных материалов для отдельных деталей конструкции.

Экономия массы самолета имеет также и важное экономическое значение. По отечественным данным сокращение массы оборудования пассажирского самолета на 1 кг даст за весь срок службы самолета (30000 ч) экономию в 6000 руб. В США считают, что экономия, массы в 1 кг оправдана, если это приносит дополнительный доход за срок службы одного самолета в 445,5 долл.

Требование минимального веса и его осуществление проверяются так тщательно, что оборудование самолетов выполняется практически без запасов по любому техническому параметру — будь то мощность или коммутируемый ток, высотность или теплостойкость, крутящий момент или точность регулирования.

Минимальные габариты элементов оборудования необходимы главным образом для освобождения пространства внутри самолета, которое и без того мало. Кроме того, увеличение габаритов оборудования требует увеличения отдельных частей самолета, что приводит к увеличению массы конструкции самолета, а иногда и к ухудшению аэродинамических свойств из-за возрастания лобового сопротивления.

Требования меньшей массы и габаритов элементов оборудования обычно не противоречат друг другу, но обеспечение их часто приводит к увеличению стоимости летательного аппарата. Следует, однако, отметить, что в большинстве случаев увеличение стоимости вполне оправдывается важностью выполняемых самолетом функций, а также обеспечением безопасности полета.

Прочность (механическая, электрическая и термическая) и химическая стойкость.

Механическая прочность. Кроме обычных требований, предъявляемых к оборудованию летательных аппаратов в отношении прочности, к нему предъявляются дополнительные требования для устойчивости против вибраций. В полете на самолете появляются вибрации с различными частотами и амплитудами, результатом которых являются переменные по

$$g_{\max} = a\omega^2 = a4\pi^2 f^2$$

направлению ускорения, действующие на различные элементы оборудования. Максимальная величина вибраций, если считать их примерно синусоидальными,

где a — амплитуда вибраций. (1.1)

Помимо переменных по направлению ускорений на оборудование могут действовать значительные ускорения одного направления, возникающие при пикировании, резком изменении скорости полета, разворотах самолета и т. д. Поэтому все элементы электрооборудования проходят специальные испытания на вибрационную прочность на специальных стендах. Некоторые объекты, устанавливаемые на двигателе (например, генераторы), подвергаются испытаниям непосредственно на двигателе. Коммутационная аппаратура испытывается на многократные включения.

Теоретическими исследованиями установлено, что элементы оборудования должны выдерживать динамические нагрузки, создаваемые ускорениями до 10g (g — ускорение силы

тяжести).

При испытаниях на вибрационную прочность не должно наблюдаться излома проводов в местах паяк, растрескивания мастики выскакивания пробок, выпадения активной массы в аккумуляторах, всякого рода механических повреждений и поломок, значительных изменений переходного сопротивления (более 10%), жестких и других контактных соединений и т. п.

Специфическими требованиями, предъявляемыми к механической прочности элементов оборудования военных самолетов, являются следующие. Материалы, идущие на изготовление различных элементов оборудования, не должны давать мелких острых осколков при поражении снарядами, могущих поранить членов экипажа; электропроводка на самолете должна несколько выгибаться, чтобы при простреле одного или нескольких проводов жгута не было разрыва остальных.

Электрическая прочность. Эта прочность определяется в основном требованиями, предъявляемыми к изоляции (толщине и качеству) и к допустимым расстояниям между токоведущими частями и металлической массой как по поверхности изоляции, так и по воздуху.

Критерием электрической прочности является обеспечение следующих величин напряжений: для проводов – 300 К, генераторов – 1000 В, радиоумформеров – $U=2U_{\text{ном}}+1000$ В, для электродвигателей, реле, коммутационной аппаратуры, электрифицированного вооружения, установок обогрева и т. п. – 500 В. Еще одним критерием электрической прочности является обеспечение сопротивлений изоляции: для отдельных частей и элементов оборудования, а также для бортовой сети оно не должно быть меньше 1 МОм, а для цепей с питанием высоким напряжением от преобразователей – не менее 5 МОм.

Термическая прочность. Требования к термической прочности предусматривают возможность перегрузок отдельных элементов оборудования и устанавливают допустимые превышения Перегрева над температурой окружающей среды при нормальном Атмосферном давлении и температуре -50°C . Значения перегрузок устанавливаются в зависимости от рода, назначения и характера работы оборудования.

Провода и коммутационная аппаратура, длительно (2 ч) работающие под током, должны выдерживать 200% перегрузки в течение 5 мин; электродвигатели и аппаратура, работающие в повторно-кратковременном режиме, 100% -ную нагрузку при удлинённом вдвое рабочем периоде; лампы и фары напряжение 115% от номинального в течение 5 мин (лампы) и 1 мин (фары).

Все испытания на нагрев производятся сначала при номинальной нагрузке в номинальном режиме до установившегося теплового состояния, после чего дается перегрузочный режим.

Химическая стойкость. Требования, предъявляемые к оборудованию и отношения химической стойкости, предусматривают в основном уменьшение коррозии металлических частей под влиянием влаги, соли (для морской авиации), паров керосина, масла и т. п. При этом следует применять материалы, устойчивые против коррозии (кадмированное железо), а алюминиевые детали покрывать специальными антикоррозионными красками, лаками и т. п.

Поскольку пары керосина и масла вредно влияют на изоляцию, ее нужно изготовлять из материалов, устойчивых к ним, и препятствовать попаданию капель керосина и масла внутрь оборудования (герметические конструкции и маслозащитные устройства, как, например, в генераторах).

Удобство и безопасность в обращении, безопасность в отношении пожара и взрыва. Элементы оборудования, контрольная, измерительная и сигнальная аппаратура должны быть расположены таким образом, чтобы обеспечивалось удобное наблюдение за ними и управление аппаратурой, для чего рукоятки (тумблеры и т. д.) должны иметь соответствующую форму.

С точки зрения безопасности и обращении с оборудованием следует избегать острых

выступающих краев и углов, устранять возможность соприкосновения с проводами и деталями, находящимися под высоким напряжением или имеющими температуру выше 70°C , предотвращать возможность ожога электрической дугой при размыкании или неплотном прилегании контактов и т. п.

Требования пожарной безопасности кроме обычных мер, предупреждающих возникновение пожара, предусматривают широкое применение специальных огнестойких материалов (в частности, изоляции) или материалов, скорость горения которых в горизонтальном направлении не превышает 100 мм/мин.

Безопасность в отношении взрыва (взрывобезопасность) является одним из важных требований, предъявляемых к оборудованию. Однако полное удовлетворение этого требования затруднено по конструкционным соображениям. Обычно под взрывоопасностью понимается локализация взрыва внутри объекта без каких-либо вредных последствий для сопряженной работы с объектом системы.

Независимость работы электрооборудования от положения самолета в пространстве, скорости полета и ускорений. Конструкции всех объектов и элементов оборудования должны обеспечивать нормальную работу при любом положении и пространстве. В частности, не должны срабатывать отдельные элементы или самопроизвольно включаться и выключаться контакты под действием собственного веса или сил инерции, возникающих вследствие всякого рода ускорений при вибрациях, пикировании, виражах и т. п.; не должен выливаться электролит из аккумуляторных батарей; не должны выскакивать пробки и т. п.

Независимость работы электрооборудования от давления, температуры и влажности среды. Самолетное электрооборудование по техническим условиям должно обеспечивать нормальную работу при изменениях температуры от $+60$ до -60°C , при изменениях давления от 790 до 150 мм рт. ст. и при 100% влажности.

При подъеме на высоту снижается давление, уменьшаются плотность воздуха и потенциал ионизации и понижается температура. Уменьшение плотности воздуха ухудшает отход тепла, что в известной мере компенсируется понижением температуры. Однако в конечном итоге охлаждение объектов электрооборудования ухудшается, тем более что многие из них стоят в кабинах и на двигателях, где даже на больших высотах температура может достигать $+30^{\circ}$ и выше.

Снижение потенциала ионизации ухудшает условия коммутации, создает возможность пробоя изоляции, появления короны, поверхностных разрядов и дуги при более низких напряжениях.

Наличие сухой трения на больших высотах вследствие малого количества кислорода и паров воды очень сильно увеличивает износ щеток, поэтому щетки для высотных полетов нужно изготавливать из специальных материалов. Низкая температура снижает емкость аккумуляторных батарей, поэтому они должны устанавливаться в специальных утепленных ящиках (контейнерах), иногда с подогревом. Кроме того, в зимних условиях должна быть увеличена плотность электролита.

В целях предотвращения изменения упругих свойств пружин применяется обогрев некоторых приборов и механизмов.

Возможность загустевания смазки и обледенения механизмов самолета требуют повышенных пусковых моментов электродвигателей для ряда устройств при низких температурах.

При широком изменении температур изоляция должна быть, с одной стороны, достаточно теплоустойчивой, а с другой стороны, морозоустойчивой, т. е. при температурах от $+60$ до -60° не должна терять своих механических и электрических свойств.

Вода, попавшая при эксплуатации самолета в элемент электрооборудования (из-за

конденсации влаги при резких переходах от высоких температур к низким, во время дождя, при попадании снега на самолет и последующем его таянии), вызывает ухудшение его работы, а в некоторых случаях отказ и работе. Поэтому элементы электрооборудования должны конструироваться так, чтобы в них не попадала вода и условиях эксплуатации или во всяком случае могла быть немедленно удалена из элементов.

Отсутствие помех для работы радиостанций и магнитных компасов. В некоторых проводах электрооборудования проходит ток большой величины, приводящий к образованию сильных местных магнитных полей, которые могут влиять на показания приборов и магнитных компасов. Такие провода следует удалять от приборов и магнитных компасов на возможно большее расстояние, соответствующим образом располагать их, чтобы снизить результирующее поле, или ставить магнитные экраны.

Пульсации напряжения на коллекторе, вибрирование контактов регуляторов, всякого рода нестационарные процессы и электрических цепях, а главное работа системы зажигания вызывают появление токов высокой частоты и излучение электромагнитных волн, которые могут восприниматься антенной приемной радиостанции и мешать радиоприему. Эти токи также могут проникать в приемник по проводам через цепи канала. Для устранения указанных помех применяются экранировка их источников и целых участков линий, а также специальные фильтры, препятствующие проникновению токов высокой частоты по проводам в приемные устройства.

Быстрая готовность к действию. В этом отношении электрооборудование является наиболее эффективным по сравнению с другим оборудованием самолетов.

Простота ухода и эксплуатация. По своей конструкции элементы электрооборудования должны быть достаточно простыми, чтобы в короткое время инженерно-технический состав строевых частей ВВС мог освоить их.

Самолетное оборудование должно быть взаимозаменяемым, отдельные узлы и элементы его унифицированы, что дает возможность иметь минимум запасных частей и объектов.

Конструкция, крепление и расположение элементов оборудования должны обеспечивать легкость и быстроту замены, контроля и проверки в полевых условиях.

Частота замены и капитального ремонта сводится до минимума.

Низкая стоимость. Это требование особенно существенно для элементов электрооборудования массовой продукции, например, авиационных свеч. Однако для целого ряда ответственных объектов требование более низкой стоимости становится второстепенным, если за счет увеличения стоимости можно получить более совершенные устройства, а, следовательно, и более надежные.

Так как параметры воздушной среды изменяются случайным образом в широких пределах, то для обеспечения единства в описании физических процессов движения в воздушной среде создана модель атмосферы, которая получила название **стандартная атмосфера**. В стандартной атмосфере для всего земного геоида принята единая осредненная постоянная зависимость изменения с высотой физических параметров воздушной среды. В России действует стандарт ГОСТ 4401-81 [36], который соответствует международному стандарту ISO 2533-1975. В стандарте принято, что воздух представляет собой идеальный сухой газ, неподвижный относительно Земли. Его параметры изменяются с высотой и не зависят от времени суток и года. На среднем уровне моря стандартная атмосфера имеет следующие параметры:

- скорость звука $a_c = 340,294$ м/с;
- ускорение свободного падения $g_c = 9,80665$ м/с²;
- давление $P_0 = 1013,25$ гПа (1013,25 мбар, 760 мм рт. ст. или 10332,3 кгс/м²);
- температура Кельвина $T_0 = 288,15$ К (или 15°C);
- плотность $\rho_c = 1,2250$ кг/м³;
- показатель адиабаты (отношение удельных теплоемкостей воздуха при постоянном давлении и постоянном объеме – c_p/c_v) $k_c = 1,4$.

В стандартной атмосфере для высот, используемых для полета самолетов, принят кусочно-линейный характер изменения температуры воздуха в зависимости от геопотенциальной высоты:

- до высоты 11 км: $T = T_0 - t_r \cdot H$, (5.1)

где: $t_r = 0,0065$ °/м – температурный градиент по геопотенциальной высоте H ;

- в диапазоне высот 11...20 км температура постоянна и равна $T_{11} = 216,65$ К.

Из общих уравнений (5.6)–(5.7) согласно ГОСТ 3295-73 [18] расчетные формулы зависимостей $P(H)$ или $H(P)$ определяются в следующем виде:

- для геопотенциальных высот от – 2000 м до 11000 м
 - для давления P в мм рт. ст.

$$P = (3,53275 - 0,000079691 \cdot H)^{5,25588}; \quad H = \frac{3,53275 - P^{0,1902631}}{0,000079691}; \quad (5.8a)$$

- для давления P в миллибарах (1мб = 10² Па = 1 гПа)

$$P = (3,73144 - 0,000084173 \cdot H)^{5,25588}; \quad H = \frac{3,73144 - P^{0,1902631}}{0,000084173}; \quad (5.8б)$$

Связь давления и температуры со скоростью потока

Основной характеристикой движения летательного аппарата в воздушной среде является ***истинная скорость*** – его скорость относительно невозмущенной среды, которая связана с параметрами атмосферы уравнением вида (5.12):

$$V_{\text{ист}} = a \cdot M = \sqrt{kRT_n} \cdot M = 20,04679\sqrt{T_n} \cdot M \text{ [м/с]} = 72,16846\sqrt{T_n} \cdot M \text{ [км/ч]}, \quad (5.15)$$

здесь: T_n – температура наружного воздуха.

Входящее в (5.15) число Маха M зависит от динамического давления; вид этой зависимости существенно различается для дозвуковых и сверхзвуковых режимов полета. Для



Известны следующие основные типы реактивных двигателей:

- ракетные,
- пороховой,
- жидкостной ракетный;
- воздушно-реактивные двигатели,
- прямоточный воздушно-реактивный,
- пульсирующий воздушно-реактивный,
- турбореактивный и турбовинтовой.

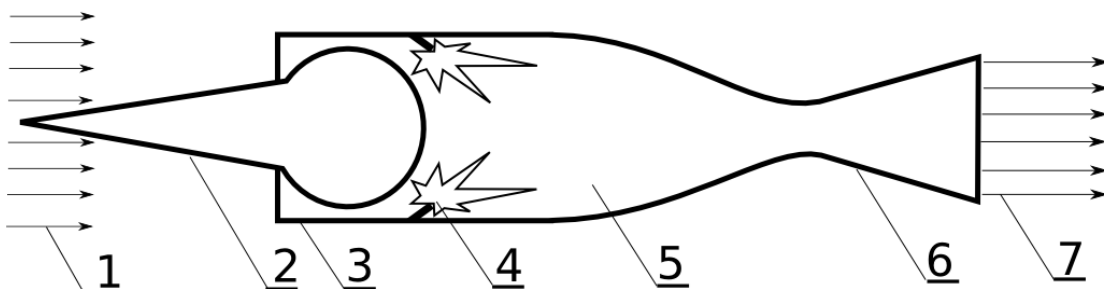
Подробнее на: <http://avia.pro/blog/vidy-reaktivnyh-dvigatelay>

Пороховой и жидкостной ракетный двигатели для своей работы не нуждаются в кислороде из окружающего воздуха

Прямоточный воздушно-реактивный двигатель использует для сгорания топлива кислород «з окружающего воздуха и состоит из следующих основных частей: воздухозаборника (входной диффузор), камеры сгорания, реактивного сопла.

Воздушно-реактивный двигатель - ru.wikipedia.org **Воздушно-реактивный двигатель**

Прямоточный воздушно-реактивный двигатель (ПВРД, [англ. Ramjet](#)) является самым простым в классе ВРД по устройству. В зависимости от скорости полёта ПВРД подразделяются на *дозвуковые*, *сверхзвуковые* (1-5 M) и *гиперзвуковые* ($M > 5$) предназначенные для полётов в [стратосфере](#). ПВРД неработоспособен на месте и на низких скоростях полёта.



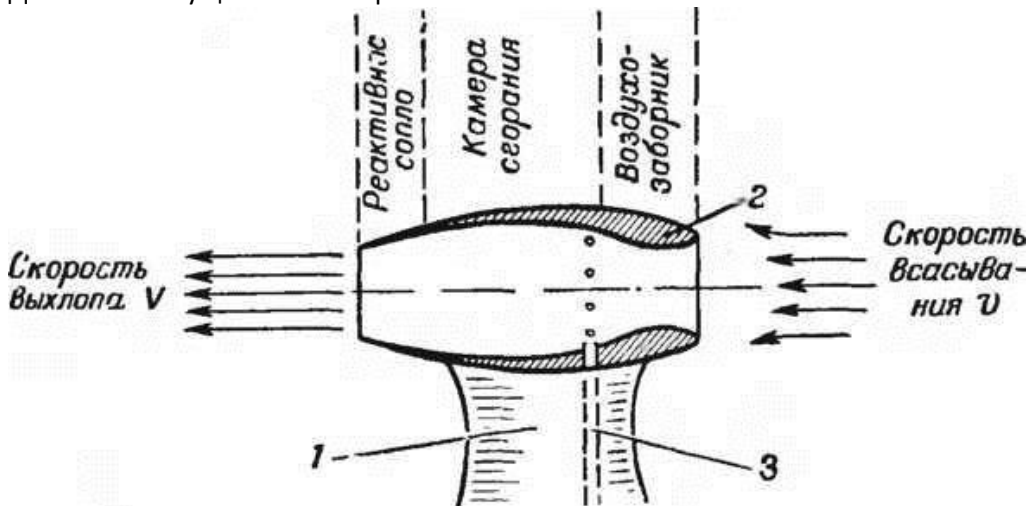
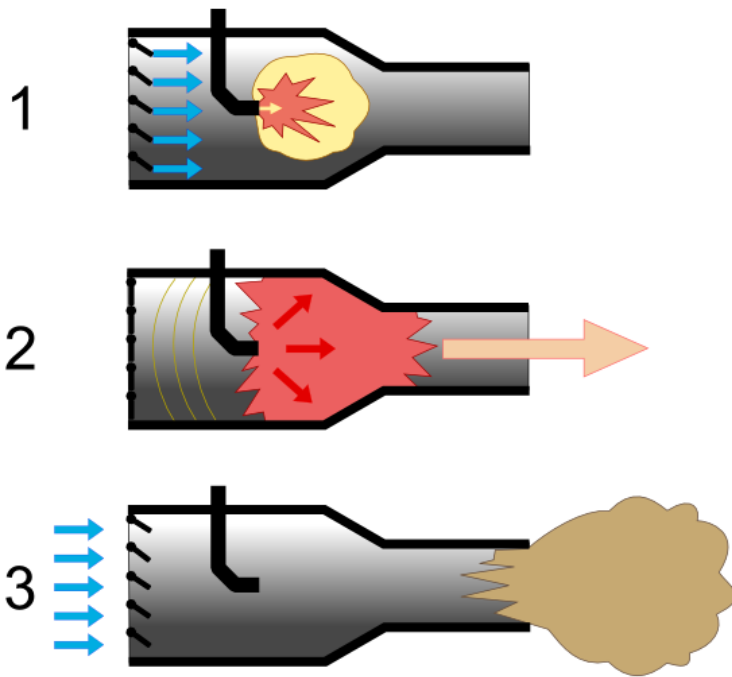


Рис. 46. Прямоточный воздушно-реактивный двигатель, закрепленный на несущем винте:
1 — лопасть несущего винта, 2 — двигатель; 3 — топливopровод

Пульсирующий воздушно-реактивный двигатель (ПувРД, англоязычный термин [англ. Pulsejet](#)), как следует из его названия, работает в режиме пульсации, тяга развивается не непрерывно, как у ПВРД или ТРД, а в виде серии импульсов, следующих друг за другом с частотой от десятков герц, для крупных двигателей, до 250 Гц — для малых двигателей.



Цикл работы ПувРД можно описать так:

1. Воздушный клапан открыт, воздух поступает в камеру сгорания, форсунка впрыскивает горючее, и в камере образуется топливная смесь.
2. Топливная смесь воспламеняется и сгорает, давление в камере сгорания резко возрастает и закрывает воздушный клапан и [обратный клапан](#) в топливном тракте. Продукты сгорания, расширяясь, истекают из сопла, создавая [реактивную тягу](#).
3. Давление в камере падает, под напором воздуха в диффузоре воздушный клапан открывается и воздух начинает поступать в камеру, топливный клапан тоже открывается, двигатель переходит к фазе 1.

ПувРД работает в режиме [автоколебаний](#)

Авиационный **турбореактивный двигатель**. Каковы основные части его конструкции, и как они взаимодействуют между собой.

1.Компрессор 2.Камера сгорания 3.Турбина 4. Выходное устройство или реактивное сопло.

Компрессор сжимает воздух до необходимых величин, после чего воздух поступает в камеру сгорания и далее уже получившийся газ поступает на турбину, где отдает часть энергии вращая ее (а она, в свою очередь компрессор), а другая часть при дальнейшем разгоне газа в реактивном сопле превращается в **импульс тяги**, которая и толкает самолет вперед. Этот процесс достаточно хорошо виден в ролике в [статье](#) о двигателе, как тепловой машине.



Турбореактивный двигатель с осевым компрессором.

Ряд рабочих лопаток вместе с рядом следующих за ними лопаток направляющего аппарата образуют ступень. На каждой ступени происходит сжатие на определенную величину. Осевые компрессоры бывают с разным количеством ступеней. Их может быть пять, а может быть и 14. Соответственно и степень сжатия может быть разная, от 3 до 30 единиц и даже больше.

Камера сгорания. Она опоясывает ротор двигателя после компрессора сплошным кольцом, либо в виде отдельных труб (они называются жаровые трубы). Для организации процесса горения в комплексе с воздушным охлаждением она вся «дырчатая». Отверстий много, они разного диаметра и формы. В жаровые трубы подается через специальные форсунки топливо (авиационный керосин), где и сгорает, попадая в область высоких температур.

Далее горячий газ попадает на турбину. Она похожа на компрессор, но работает, так сказать, в противоположном направлении и ее раскручивает горячий газ.

Неподвижные лопатки в ней находятся не за вращающимися рабочими, а перед ними и называются сопловым аппаратом. Ступеней у турбины немного, обычно от одной до трех-четырех.

Турбореактивный двигатель имеет очень большую частоту вращения (до 30000 об/мин).

В современных турбинах применяются достаточно сложные системы охлаждения, а сами они (особенно рабочие лопатки) изготавливаются из особых жаропрочных и жаростойких сталей.

После турбины – реактивное сопло. В нем, собственно, и возникает тяга турбореактивного двигателя. Сопла бывают просто сужающиеся, а бывают сужающе-расширяющиеся. Кроме того бывают управляемые (такое сопло на рисунке), а бывают управляемые, когда их диаметр меняется в зависимости от режима работы. Более того сейчас уже есть сопла, которые меняют направление вектора тяги.

Летчик управляет ТРД из кабины всего лишь одним рычагом – ручкой управления двигателем (РУД). Но на самом деле этим он лишь задает нужный ему режим. А все остальное берет на себя автоматика двигателя.

Диапазон скоростей, в котором ТРД эффективен, смещён в сторону меньших значений, по сравнению с ПВРД. Агрегат турбина-компрессор, позволяющий создавать большой расход и высокую степень сжатия рабочего тела в области низких и средних скоростей полёта, является препятствием на пути повышения эффективности двигателя в зоне высоких скоростей.

При весе менее 800 кг **Jumo-004** развивал тягу 900 кгс, что соответствовало примерно 2500 л.с.

В настоящее время большее распространение получили более экономичные двухконтурные ТРД (ТРДД).

Двухконтурный турбореактивный двигатель (ТРДД, [англ. Turbofan](#)) — ТРД с конструкцией, позволяющей перемещать дополнительную массу воздуха, проходящую через внешний контур двигателя. Такая конструкция обеспечивает более высокие полетные [КПД](#), по сравнению с обычными ТРД.

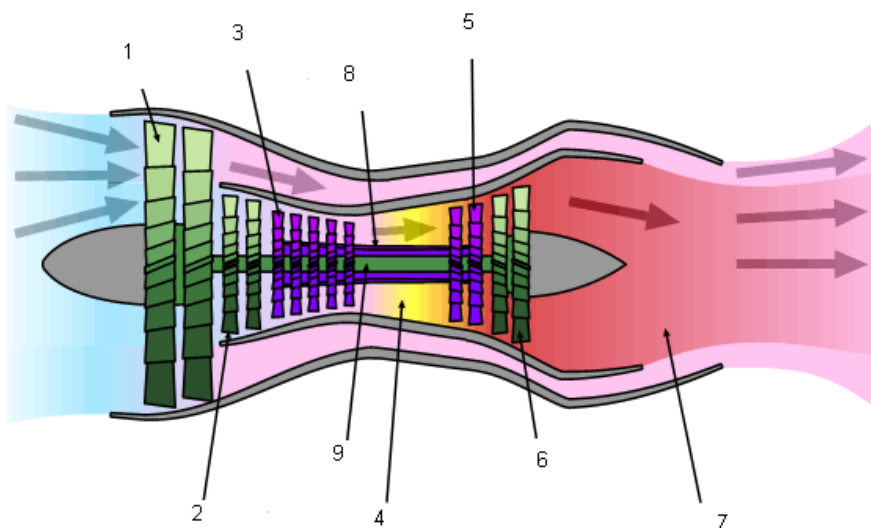


Схема ТРДД.

- 1 Вентилятор.
- 2 Компрессор низкого давления.
- 3 Компрессор высокого давления.
- 4 Камера сгорания.
- 5 Турбина высокого давления.
- 6 Турбина низкого давления.
- 7 Сопло.
- 8 Вал ротора высокого давления.
- 9 Вал ротора низкого давления.

Одним из важнейших параметров ТРДД является *степень двухконтурности*, то есть отношение расхода воздуха через внешний контур к расходу воздуха через внутренний контур. $m = G_2/G_1$ где G_1 и G_2 — расход воздуха через внутренний и внешний контуры соответственно.

Чем выше степень двухконтурности — тем большего диаметра будет двигатель при прочих равных условиях.

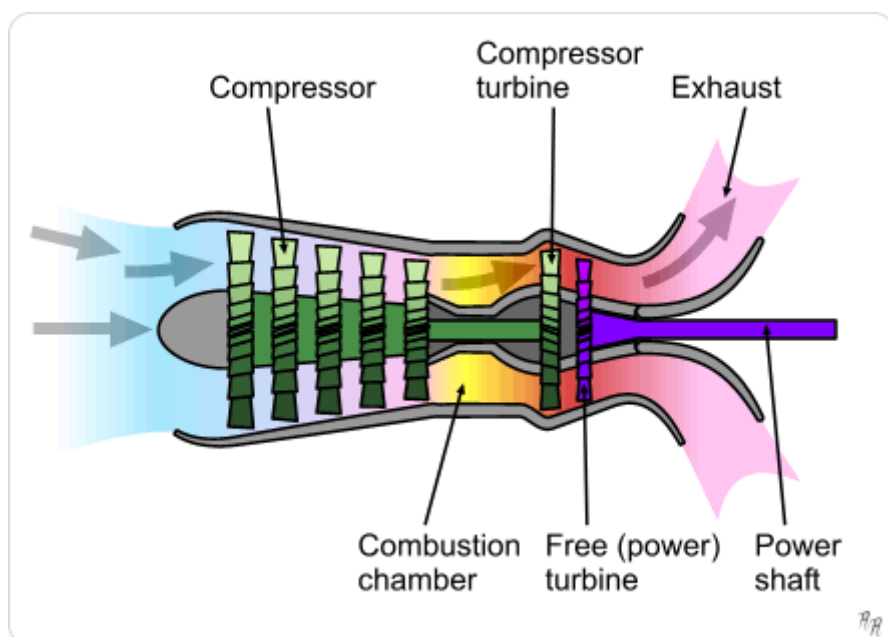
Все ТРДД можно разбить на 2 группы: со смешением потоков за турбиной и без смешения.

В ТРДД *со смешением потоков* (ТРДДсм) потоки воздуха из внешнего и внутреннего контура попадают в единую камеру смешения. В камере смешения эти потоки смешиваются и покидают двигатель через единое сопло с единой температурой. ТРДДсм более эффективны, однако наличие камеры смешения приводит к увеличению габаритов и массы двигателя.

ТРДД как и ТРД могут быть снабжены регулируемыми соплами и форсажными камерами. Как правило это ТРДДсм с малыми степенями двухконтурности для сверхзвуковых военных самолётов.

в ТРД имеет место избыток кислорода в камере сгорания, этот резерв мощности не удаётся реализовать напрямую — увеличением расхода горючего в камере сгорания, из-за ограничения температуры рабочего тела, поступающего на турбину. Ограничение накладывается жаропрочностью лопаток турбины. Этот резерв используется в двигателях, оборудованных *форсажной камерой*, расположенной между турбиной и соплом. В режиме [форсажа](#) в этой камере сжигается дополнительное количество горючего, внутренняя энергия рабочего тела перед расширением в сопле повышается, в результате чего скорость его истечения возрастает, и тяга двигателя увеличивается, в некоторых случаях, более, чем в 1,5 раза, что используется боевыми самолётами при полетах на высоких скоростях, либо для увеличения скорости набора высоты. Сначала время работы ТРД было ограничено по времени исходя из требований жаропрочности конструкции сопел. Однако, начиная с истребителей 3-го поколения эти ограничения были сняты. При форсаже значительно повышается расход топлива, ТРД с форсажной камерой практически не нашли применения в коммерческой авиации, за исключением самолётов [Ту-144](#) и [Конкорд](#), полеты которых уже прекратились.

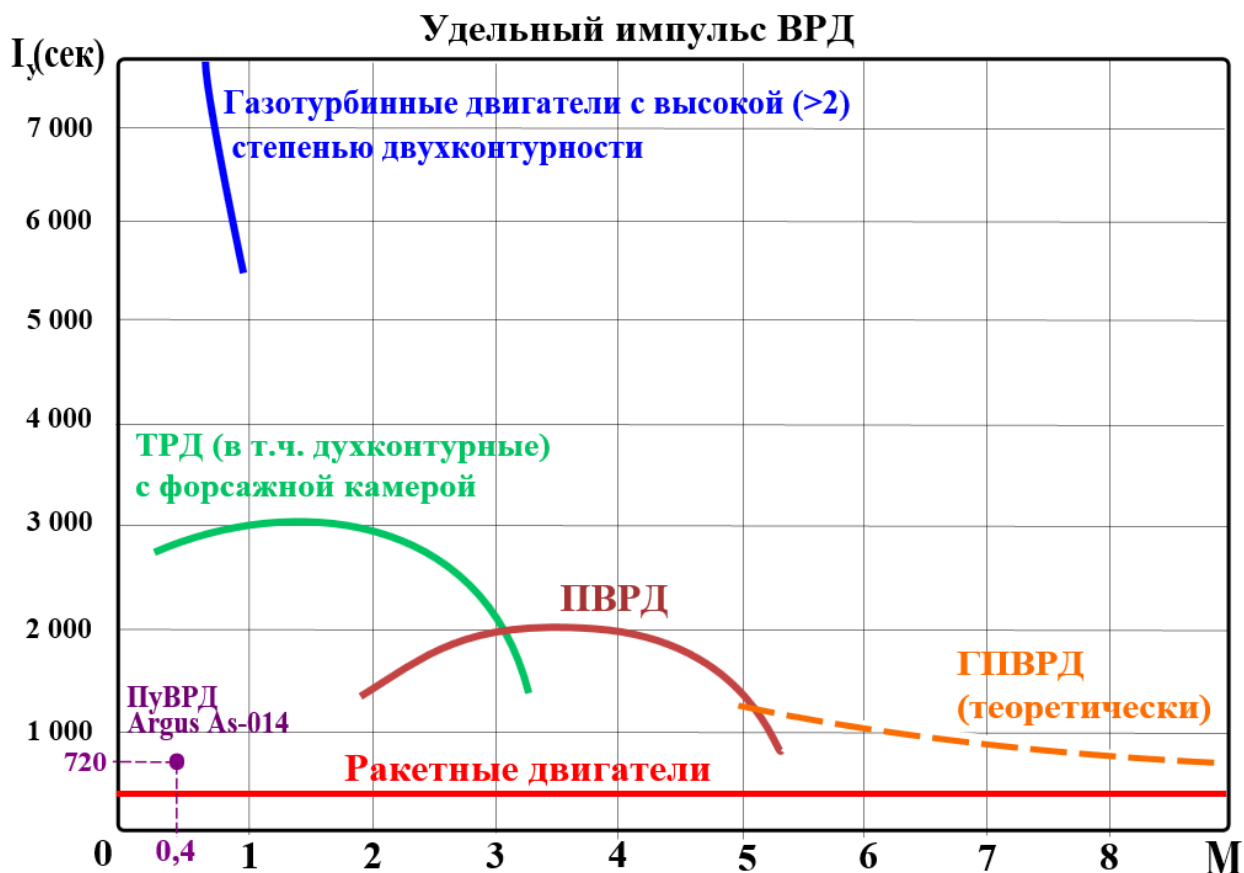
Турбовинтовой двигатель



Винтовентиляторный двигатель - У двигателя [Д-27](#) поток холодного воздуха создаётся двумя соосными, вращающимися в противоположных направлениях, многолопастными *саблевидными* винтами, приводимыми в движение от свободной четырёхступенчатой турбины, турбовального двигателя. Мощность передается винтам через редуктор.

Сравнение ВРД разных типов с другими авиадвигателями

Эффективность реактивных двигателей принято оценивать удельным импульсом — отношением тяги к секундному расходу топлива. Этот показатель является также мерой экономичности двигателя. В приведённой ниже диаграмме в графической форме представлены верхние значения этого показателя для разных типов ВРД, в зависимости от скорости полёта, выраженной в форме числа Маха, что позволяет видеть область применимости каждого типа двигателей.



Из диаграммы следует, что по удельному импульсу ракетные двигатели (РД) значительно уступают ВРД всех типов. Это объясняется тем, что в расход топлива у РД включается и окислитель, который ВРД забирает из атмосферы, поэтому удельный импульс РД составляет максимум 270 сек для РДТТ и 450 сек для ЖРД. В спецификациях двигателей с воздушными винтами тяга и удельный импульс обычно не указываются. Для этих двигателей характерным параметром является мощность, а не тяга. Для характеристики эффективности и экономичности винтовых двигателей используется удельный расход топлива — отношение расхода топлива в час к развиваемой мощности. Чтобы сравнить эффективность поршневых ДВС с турбовинтовыми можно привести значение этого показателя для двух конкретных образцов двигателей этих типов:

Поршневой АШ-82 — 0,381 кг/л.с.час

ТВД НК-12 — 0,158 кг/л.с.час.

Таким образом турбовинтовой двигатель (в расчёте на 1 л.с.) в 2,5 раза экономичнее поршневого, и в этом состоит одна из главных причин, по которой ВРД вытеснили из «большой авиации» поршневые двигатели. Кроме того, и по весовым характеристикам ВРД значительно превосходят поршневые.

В качестве весовой характеристики авиадвигателей, обычно, используется один из показателей: удельная мощность — отношение мощности двигателя к его массе (для двигателей с воздушным винтом), или удельная

тяга — отношение тяги к весу двигателя на поверхности Земли (для ВРД и ракетных двигателей). В нижеследующей таблице приведены эти показатели для некоторых авиационных и ракетных двигателей разных типов.

Удельные весовые характеристики авиационных и ракетных двигателей

Тип двигателя	Обозначение	Летательный аппарат	Удельная тяга (тяга/вес)	Удельная мощность (квт/кг)
Поршневой ДВС	АШ-82	Ил-12 , Ил-14	*	1,46
ТВД	НК-12	Ту-95 , Ту-114 , Ан-22	*	3,8
Пуврд	Argus As-014	Самолёт-снаряд V-1	3	
Гибрид ТРД /ПВРД	Pratt & Whitney J58-P4	SR-71 Blackbird	5,3	
Турбовентиляторный	GE90-1150B	Boeing 777	6,3	
ТРД	АЛ-31ФП	Су-30	8,22	
РДТТ	Space Shuttle SRB	Ускоритель Спейс Шаттла	13,5	
ЖРД	НК-33-1	Космические носители Союз-2 , Союз-2-3	128	

. * Для винтовых двигателей этот показатель не приводится.

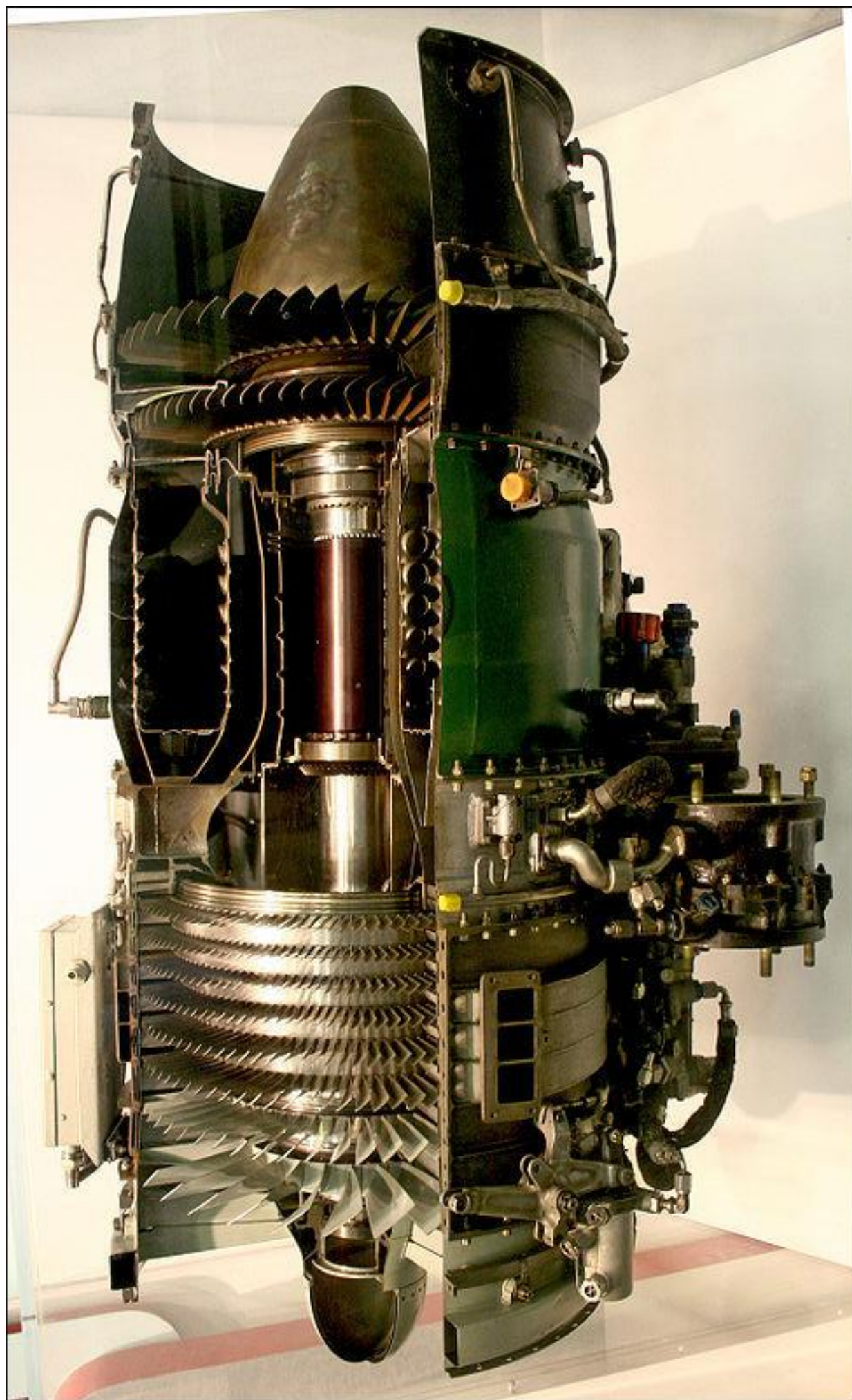
С 1958 г. на самолет Ту-16 стали ставить более мощные двигатели РД-3М тягой 9520 кГ, а с 1961 г. – усовершенствованные РД-3М-500.

В эксплуатации РД-3М и РД-3М-500 ряд лет находились параллельно. Проводилась большая работа по увеличению их ресурса, в результате чего он достиг 2000 часов - гарантийный ресурс до первого ремонта, и 4500 часов - общетехнический ресурс с несколькими ремонтами.

<http://www.airwar.ru/engine/vr.html> - Двухконтурные турбореактивные двигатели

Авиационные двигатели - <http://www.airwar.ru/engines.html>

- [Основные понятия](#)
- [Поршневые и дизельные](#)
- [Турбореактивные](#)
- [Турбовентиляторные \(Двухконтурные турбореактивные\)](#)
- [Турбовинтовые и турбовальные](#)
- [Ракетные](#)



Тема II Бортовые энергосистемы ЛА

(Источники питания. Бортовые системы электроснабжения)

2.0. Энергосистемы ЛА

Бортовыми источниками энергии являются:

- маршевый двигатель или ВСУ с выходом на механический привод генератора, гидронасоса;
- электропривод исполнительных механизмов или привод для гидро-газовых систем);
- пневмотурбопривод или объемный газовый привод (работающий на воздухе, отбираемом от компрессора, газогенератора, баллона);
- турбодвигатель, работающий от набегающего потока.

Основные источники энергии и потребители ЛА представлены на рис. 2.1.

- Двигательная установка (ДУ) (основная силовая установка)
- Вспомогательная силовая установка (ВСУ)
- Аккумулятор (Акк) (электрохимический накопитель энергии, химический источник тока), необходим для запуска двигателей и кратковременного обеспечения питанием критически важных приборов и систем при сбоях или отказах генераторов.
- Генератор электрического тока (ГЭ)
- Гидронасос и гидроаккумулятор (ГН)
- Компрессор пневмосистемы (Компр)

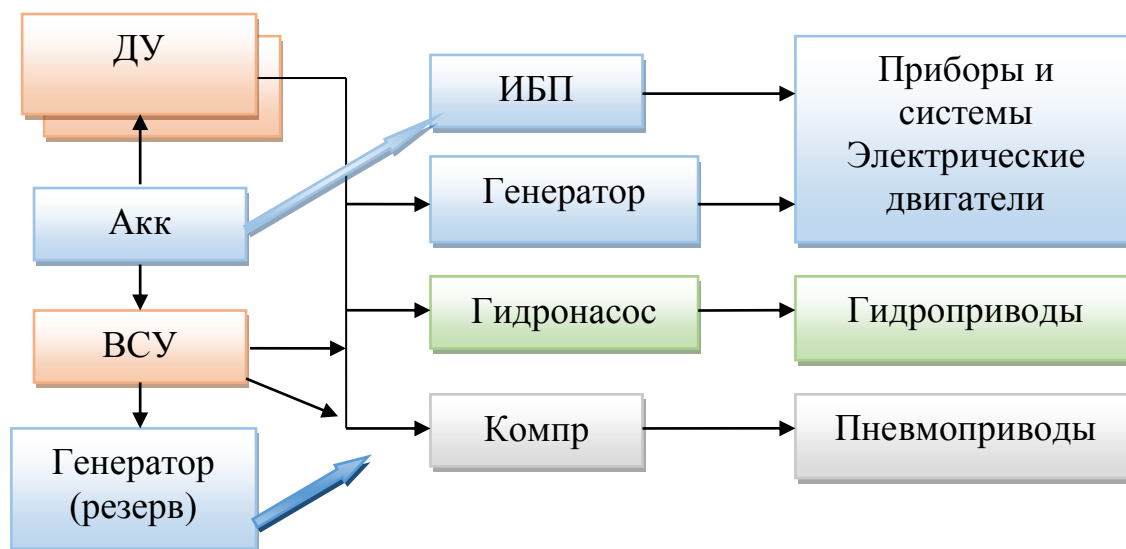


Рис. 2.1. Энергосистемы ЛА

2.1. Основные типы источников питания.

Автоматизация процессов управления полетом самолетов, вертолетов и ракет всех классов требует использования определенных видов (источников) энергии. Повышение скорости, высоты, дальности и безопасности полета современного летательного аппарата в значительной мере зависит от уровня и качества энергоснабжения бортовых систем. Ввиду значительного расходования энергии приборами, системами и силовыми механизмами, использование накопителей энергии – аккумуляторов (электрических, гидроаккумуляторов) для обеспечения длительного полета большого ЛА не представляется возможным. Для ракет малой дальности (управляемых и неуправляемых снарядов) и беспилотных ЛА могут быть использованы аккумуляторы, обеспечивающие питанием бортовую аппаратуру и даже привод основного движителя – воздушного винта (малые ЛА самолетного типа, дроны-квадрокоптеры и т.п).

При проектировании САУ для обеспечения систем управления полетом автономного ЛА в настоящее время доступны следующие виды энергии:

1. Электрическая
2. Гидравлическая
3. Пневматическая (газ под давлением)

Источниками энергии на летательном аппарате могут являться различные установки: электротехнические, гидравлические, механические, пневматические, химические и пиротехнические.

При выборе типа энергоснабжения САУ необходимо учитывать, что энергия необходима для двух групп потребителей: 1. Приборы аппаратуры управления и 2. Исполнительные механизмы.

Вопрос о применении того или иного вида энергии в каждом конкретном случае решается с учетом требований к бортовому комплексу оборудования и возможности наиболее рационального использования того или иного вида энергии в реальных условиях эксплуатации.

С позиций конструирования бортового комплекса целесообразно по возможности уменьшить число употребляемых видов энергии.

Преимущества применения электрической энергии:

- универсальность - может быть использована как для питания приборов аппаратуры управления, так и для исполнительных механизмов;
- высокая скорость передачи информационного сигнала и минимальные значения постоянных времени (задержек), по этому показателю электрические системы вне конкуренции; пневматические и гидравлические вычислительные устройства обеспечивают быстроедействие до 10 – 100 операций в секунду; (быстроедействие механических приводов различных систем при сопоставимых требованиях по мощности или усилию практически одинаковы, для вращательного движения можно считать пропорциональным отношению действующего момента к моменту инерции подвижных элементов)
- отсутствие нелинейностей механического характера (трение, люфт);
- достаточно простые способы получения путем подвода (механического) мощности от основной силовой установки ЛА к генератору;
- обратимость электрических машин – генератор может быть использован в качестве стартера;
- возможность хранения и пополнения в аккумуляторах для запуска силовых установок, резервирования основных источников при отказах (источник бесперебойного питания);
- простые линии передачи и распределения между потребителями, отсутствие механических устройств - тросов, валов, трубопроводов и т. п.;
- легкая трансформация AC/DC и в другие виды механической энергии;
- возможность создания устройств практически не ограниченного функционального назначения – датчики, преобразователи, цифровые процессоры, двигатели исполнительных механизмов и т.д.
- возможность получения меньшей, массы элементов системы электроснабжения по сравнению с

элементами других источников энергии;

- несколько меньшая уязвимость элементов проводки и энергосистем при поражении самолета пулями и осколками снарядов по сравнению с элементами других источников питания;
- возможность простоты резервирования, что значительно повышает надежность системы.

Недостатки электрической энергии:

- интенсивность отказов электромеханических систем выше, чем у гидросистем и пневмосистем (из-за более простой конструкции, меньшего числа деталей и узлов):

- при сопоставимых характеристиках по мощности (усилию) силовые агрегаты исполнительных механизмов электрического действия имеют большую массу, чем гидравлические.

Сложно реализовать электрические механизмы большой мощности, необходимой для рулевого привода тяжелого или высокоскоростного ЛА. В сравнении с ЭГП или ЭПП электропривод рулей (ЭРП) уступает по динамическим свойствам, т.к. концентрация электродвижущей силы 2 МПа на единицу площади меньше, чем у ЭГП, где она достигает 30 МПа. Имеет место большой собственный момент инерции ротора ЭД, приведенный к оси руля (и с учетом редуктора), который может быть больше момента инерции руля.

Массовая отдача приводов для различных систем составляет:

2...4 кг/кВт для электромоторов,

10...30 кг/кВт для электрических силовых цилиндров (мотор, редуктор, пара винт — гайка),

0,1...0,4 кг/кВт для гидромоторов,

0,4...0,3 кг/кВт для гидравлических и пневматических силовых цилиндров.

В электромоторе происходит преобразование электрической энергии в механическую, энергия механического движения создается непосредственно в исполнительном агрегате (сила и момент возникают при пропускании электрического тока по проводникам), а к гидроцилиндру подводится поток жидкости, получивший энергию в гидронасосе (механическая энергия движения жидкости передается поршню).

ВЫВОД.

Электрическая энергия используется для формирования сигналов управления, работы приборов и исполнительных механизмов малой и средней мощности.

Основными силовыми энергетическими системами на тяжелых и высокоскоростных ЛА являются гидравлические системы, работающие в комплексе с электроустройствами управления, а также с электрическими или пневматическими (пиротехническими) аварийными системами.

Пневматические системы могут применяться как основные системы на ЛА одноразового действия.

2.1.2. Род тока и величина напряжения в бортовой сети.

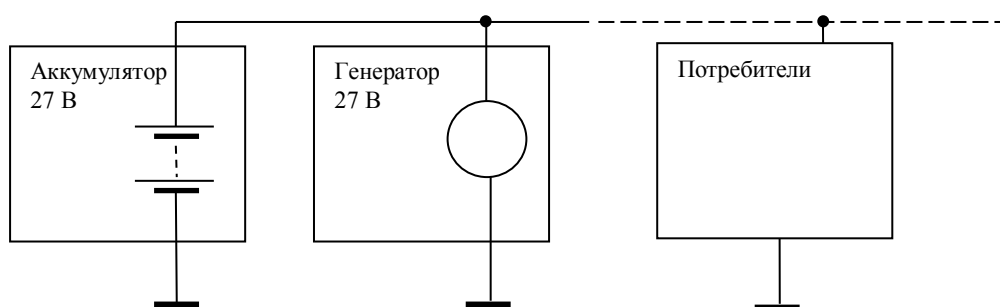
С момента своего появления и до 50-х годов (до Великой Отечественной войны) системы электроснабжения летательных аппаратов работали на постоянном токе низкого напряжения. Сравнительно небольшие мощности генераторов (1,5-3 кВт), незначительная протяженность электрической сети, относительно низкие скорости и высоты полетов позволяли использовать такие системы электроснабжения.

Основные преимущества постоянного тока:

- система электроснабжения постоянным током выполняется однопроводной, обратным (минусовым) проводом является корпус летательного аппарата, что дает значительную экономию массы;
- питание от совместно (параллельно) работающего генератора и аккумуляторной батареи, что повышает надежность всей системы в целом и позволяет иметь меньшую установленную мощность генераторов. Использование в качестве источников электрической энергии на самолете одних только аккумуляторных батарей невозможно вследствие большой их массы и габаритов;
- простые элементы съема сигнала ДПИ – потенциометры.
- отсутствие электромагнитного поля (наводки), создающего помехи и воздействующего на бортовые приборы (в отличие от переменного тока).

Выбор величины напряжения бортовой сети изначально зависел от ЭДС аккумуляторных батарей, в которых применялись щелочные (железно-никелевые или никель-кадмиевые электроды) или кислотные (свинцовые электроды) элементы. Свинцово-кислотные аккумуляторы имеют ЭДС $E = 2,1$ В, что превышает ЭДС щелочного элемента $E = 1,45$ В, а также ввиду ряда других преимуществ (возможность отдачи большого тока для стартера и др.) нашли свое применение на автомобилях и самолетах. Практическое применение нашли батареи, составленные из последовательно соединенных элементов и создающие ЭДС 6,3 В, 12,6 В, 25, 2 В.

В простейшем варианте бортовой сети постоянного тока аккумуляторная батарея и генератор включены параллельно. Генератор должен обеспечить зарядку аккумулятора во время движения, поэтому напряжения в бортовой сети ЛА принята величина $U = 27$ В.



Выбор относительно низкого напряжения для питания системы электроснабжения постоянного тока был обусловлен следующими причинами: ограниченными габаритами аккумуляторных батарей, требованиями по повышению стойкости к пробое изоляции и короткому замыканию, повышением надежности работы контактных элементов и щеточно-коллекторного узла электрических машин в высотных условиях, при повышении влажности и содержания паров газов и озона. Изначально имело место незначительное потребление энергии в лампах накаливания, что обусловлено невысокими габаритными размерами ламп, а следовательно, и арматуры, требованием к прочности ламп (лампы малой мощности трудно изготовить на высокое напряжение, так как приходится навивать чересчур тонкую и длинную нить).

Недостатки использования постоянного тока:

- наличие общего провода питания и единого «нуля» (корпус) во многих случаях затрудняет объединение сигналов ДПИ и формирование управляющих сигналов, необходимы потенциометры со средней точкой, мостовые схемы суммирования и т.д., часто возникает

необходимость гальванической развязки отдельных блоков;

- коррозия вследствие электрохимических процессов при постоянно приложенном напряжении одной полярности в контактных группах, разъемах и др.;
- необходимость повышения напряжения для вакуумных приборов радиотехнических систем, поскольку для эффективной работы радиоламп необходимо высокое напряжение, 100 В и более, что требует установки преобразователей DC/AC, в том числе в комплекты аппаратуры (АП-6).
- большой ток, необходимый для питания все возрастающего числа потребителей резко увеличивает вес проводов из-за увеличения сечения меди + длина проводов;
- ограничение по использованию исполнительных механизмов большой мощности (также из-за больших токов).
- усложнение коммутационной аппаратуры для больших токов.
- в АП и САУ широко используются электрические устройства, работающие на переменном токе, что требует установки преобразователей DC/AC, в том числе в отдельные комплекты аппаратуры (АП-6).

На реактивных самолетах, поступивших на вооружение ВВС после Великой Отечественной войны, количество потребителей электрической энергии значительно возросло, увеличились мощности генераторов постоянного тока и их число, повысилась также протяженность электрических сетей. Вследствие низкого напряжения источников питания номинальные токи магистральных сетей крупных самолетов достигли нескольких тысяч ампер. При этом сечения, а следовательно, и масса проводов получились весьма большими, коммутационная аппаратура возросла по массе и габаритам, контактные соединения и разъемы стали не только громоздкими, но и трудно выполнимыми, значительно возросла и масса электрических машин. Все это вызвало необходимость изыскания новых систем электроснабжения для летательных аппаратов, особенно для больших самолетов.

Некоторого улучшения электросистемы постоянного тока без увеличения массы ее элементов можно достигнуть повышением напряжения генераторов до 60—120 В. По этому пути пошли, например, в Англии, где в течение ряда лет выпускали самолеты, оборудованные системами электроснабжения постоянным током напряжением 112 В. Однако при повышении напряжения резко ухудшается коммутация электрических машин постоянного тока, особенно в высотных условиях, что снижает надежность электросистемы в целом.

Необходимость перехода на системы энергоснабжения ЛА с источником переменного тока диктовалась следующими факторами:

- снижение надежности коммутаторов цепей постоянного тока, щеточно-коллекторных узлов двигателей при увеличении тока и на больших высотах (окисление, ухудшение охлаждения)
- появление многочисленных потребителей электрической энергии переменного тока (радиолокационное, радиосвязное и навигационное оборудование, всевозможные системы автоматического управления и т. п.) потребовало преобразования до 30% всей энергии, вырабатываемой генераторами постоянного тока, в энергию переменного тока стабильной частоты с помощью вращающихся преобразователей с низким к.п.д. (до 0,5), большой относительной массой (5—10 кг/кВ*А) и малым ресурсом работы.

При исследовании данного вопроса выяснилось, что более 85% (по мощности) потребителей электроэнергии на самолете вполне можно перевести на питание переменным током. Кроме того, в данном случае просто решалась и проблема надежности генераторов переменного тока, поскольку они могут быть выполнены бесконтактными.

Основные преимущества систем электроснабжения, работающих на переменном токе, перед системами, работающими на постоянном токе:

1. легкость трансформации напряжения, возможность повышения напряжения обеспечивает передачу большей мощности без увеличения сечения проводов, снижение массы сетевого оборудования, получение оптимальных напряжений для отдельных видов потребителей;

трансформаторы также обеспечивают гальваническую развязку отдельных устройств.

2. возможность использования элементов, работающих на переменном токе – датчики угла, момента, сельсины, и др.
3. меньший вес электрических генераторов переменного тока, больший к. п. д., отсутствие контактных устройств в цепях больших токов, что облегчает эксплуатацию и увеличивает надежность;
4. отсутствие коллектора у электрических машин переменного тока, что повышает надежность механизмов;
5. отсутствие электролиза (который имел место в случае однопроводной сети постоянного тока), а следовательно и коррозии контактных элементов и металлических частей корпуса самолета;
6. простота преобразования в постоянный ток с помощью статических выпрямителей (в том числе для получения постоянного тока высокого напряжения).

Недостатки и проблемы СЭС с генератором переменного тока:

- Однако применение переменного тока вызывает и ряд трудностей: нужно иметь привод, обеспечивающий **постоянную частоту вращения генератора** для получения тока постоянной частоты, поскольку генератор обычно приводится во вращение от авиационного двигателя, который в зависимости от режима полета имеет переменную частоту вращения;

- **сложно обеспечить параллельную работу нескольких генераторов с приводом от авиадвигателей;**

- нельзя использовать аккумуляторные батареи в качестве резерва (прямым подключением).

При разрешении вопроса о выборе рода тока в качестве основного следует учитывать характеристики потребителей. С этой точки зрения **постоянный ток удобнее для механизмов, требующих применения электродвигателей с большим пусковым моментом и регулированием скорости**, для всякого рода электромагнитов, индикаторных приборов и цепей управления.

Переменный ток удобнее для механизмов, не требующих электродвигателей с большим пусковым моментом и регулирования их частоты вращения; для установок радиосвязи; для электроприборов синхронной связи (сельсинов), дистанционных компасов и приборов, работающих на принципе феррорезонанса; для потребителей, требующих постоянный ток высокого напряжения, получение которого от электромеханических преобразователей затруднено. В этих случаях напряжение переменного тока повышается трансформатором, а затем выпрямляется.

Наиболее оптимальным вариантом системы переменного тока считается трехфазная система частотой 400 Гц для самолетов (1200-2000 Гц для ракет) и напряжением 120/208 В (звезда с заземленной нейтралью), которая по массе меди проводки примерно эквивалентна однопроводной системе постоянного тока напряжением 120 В. Оптимальная величина напряжения бортовой сети зависит в основном от установленной мощности генераторов, числа и характера потребителей, установленных на летательном аппарате, т.е. в значительной мере обусловлена типом летательного аппарата.

В настоящее время все системы электроснабжения летательных аппаратов, существующие в мировой практике, **могут быть сведены к четырем большим группам.**

Первая группа (рис. 2.1.)- это системы, в которых в качестве основного вида электроснабжения используется постоянный ток низкого напряжения. Переменный ток стабильной частоты получается преобразованием постоянного тока в переменный с помощью преобразователей - вращающихся двигатель-генераторных агрегатов.

Электромашинные преобразователи появились на самолётах ГА перед началом второй мировой войны и несмотря на имеющиеся недостатки продолжают использоваться и в настоящее время.

Основными элементами электромашиного преобразователя являются электродвигатель постоянного тока со смешанным возбуждением и синхронный однофазный, или трёхфазный, генератор переменного тока, расположенные в общем корпусе цилиндрической формы. Их роторы

расположены на общем валу. Электродвигатель получает питание из бортовой сети постоянного тока и приводит во вращение ротор генератора, вырабатывающего электроэнергию переменного тока. Таким образом, в процессе работы преобразователя дважды происходит преобразование одного вида энергии в другой, что обуславливает низкий коэффициент полезного действия.

Вторая группа (рис. 2.2.) - это системы переменного тока нестабильной (гуляющей) частоты. Для значительной части потребителей безразлично, какой частотой они будут питаться. Генератор приводится во вращение от авиационного двигателя, и основная часть потребителей подключается к напряжению генератора переменной частоты (400—900 Гц). Для получения постоянного тока низкого напряжения используются выпрямители, а для получения переменного тока стабильной частоты кроме выпрямителей применяются еще вращающиеся преобразователи.

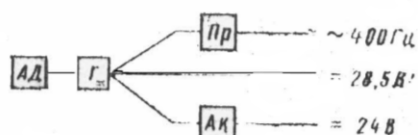


Рис.2.1: Структурная схема системы электроснабжения, выполненной на постоянном токе:

АД-авиационный двигатель; Г-генератор; Пр-преобразователь постоянного тока в переменный ток стабильной частоты; Ак-аккумуляторная батарея

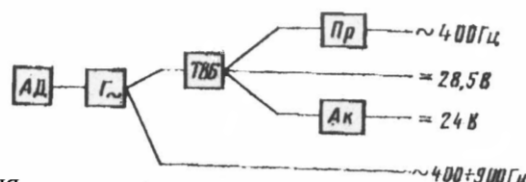


Рис.2.2: Структурная схема системы электроснабжения, выполненной на переменном токе нестабильной частоты.

ТВБ-трансформаторно-выпрямительный блок.

Третья группа (рис. 2.3.) - это системы, имеющие по два основных генератора — переменного и постоянного тока. В рассматриваемых системах генератор переменного тока имеет изменяющуюся частоту, электроснабжение генератора постоянного тока аналогично электроснабжению генераторов первой группы.

Указанные выше три группы систем не используют систему генерирования переменного тока стабильной частоты.

В четвертой группе используются системы генерирования переменного тока стабильной частоты как основной системы электроснабжения. На рис. 2.4 а представлена система электроснабжения, где между авиационным двигателем и синхронным генератором включается устройство, преобразующее переменную частоту вращения авиационного двигателя в постоянную частоту вращения генератора - привод постоянной частоты вращения (ППЧВ). Такие приводы, как правило, бывают либо гидравлическими, либо воздушными. На рис. 2.4 б показана схема генерирования электрической энергии стабильной частотой с использованием статических преобразователей частоты. В такой системе генератор, приводимый во вращение от авиационного двигателя, имеет переменную частоту вращения и переменную частоту (f_1/f_2). После генератора включается статический преобразователь частоты.

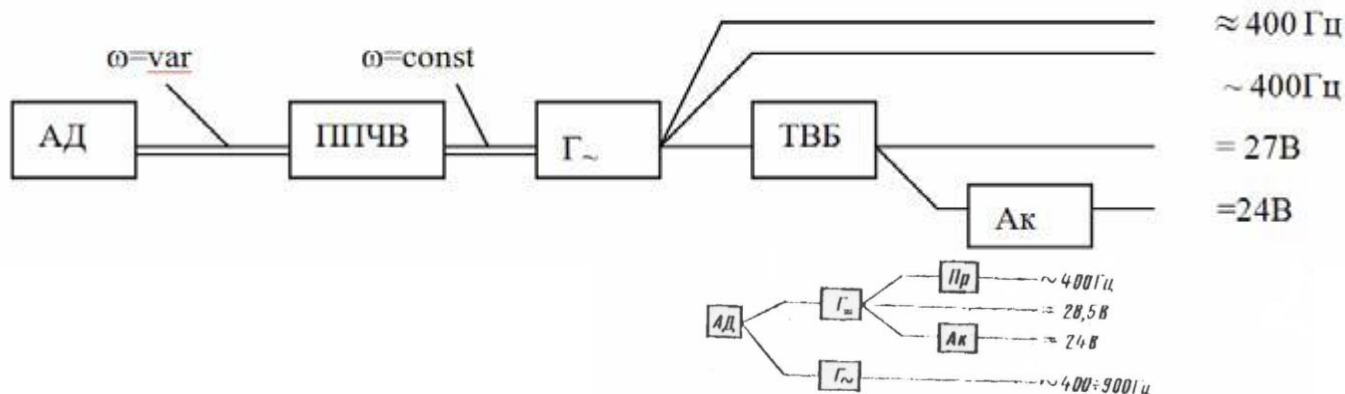
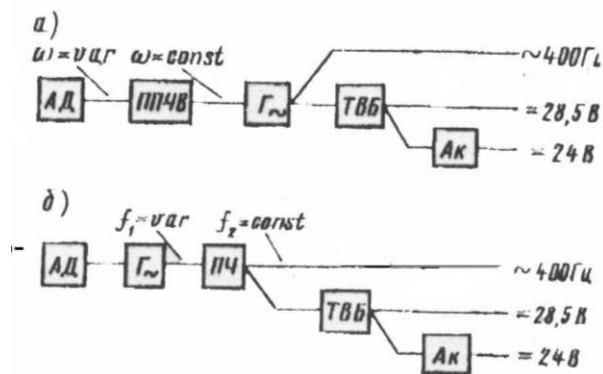


Рис.2.3: Структурная схема смешанной системы электроснабжения.



Наиболее перспективными являются системы электроснабжения переменного тока стабильной частоты (рис. 2.4-а и 2.4-б).

Рис. 2.4: Структурные схемы электроснабжения переменным током стабильной частоты.

ППЧВ-привод постоянной частоты вращения
ПЧ-преобразователь частоты.

Появившиеся за последнее время технические возможности (генераторы постоянного тока с бесконтактной коммутацией, бесконтактные двигатели и коммутационная аппаратура) требуют рассмотрения возможностей применения на современных летательных аппаратах высоковольтных систем энергоснабжения на постоянном токе. Учитывая простоту систем постоянного тока и их главное преимущество (отсутствие ППЧВ и связанных с ним недостатков и трудностей), необходимо рассмотреть вопрос использования высоковольтных систем энергоснабжения на постоянном токе. Получая все преимущества систем постоянного тока, можно устранить главный недостаток рассматриваемых систем — плохую работоспособность в высотных условиях.

Трудности, связанные с ненадежной работой щеточно-коллекторного узла и коммутационной аппаратуры, могут быть успешно преодолены путем использования бесколлекторных и бесконтактных генераторов и двигателей постоянного тока. Ненадежно работающие в высотных условиях электромагнитные реле и контакторы могут быть заменены статическими переключателями и выключателями, выполненными на основе полупроводниковых приборов. Существующие и разрабатываемые в настоящее время полупроводниковые приборы с высокими электрическими параметрами в состоянии решить вопросы замены электромагнитных реле и контакторов. Так, для транзисторов рабочее напряжение достигает 400–1400 В, а ток соответственно 100–300 А. В перспективе напряжение транзисторов может достигнуть 2000 В, а тиристоров 1500–2000 В.

Применение бесконтактных элементов в энергосистеме позволит без опасений подавать напряжение системе электроснабжения постоянного тока и сделать ее высоковольтной, обеспечивая тем самым преимущества систем переменного тока, при одновременном уменьшении магистральных токов распределительной сети.

При равных напряжениях систем система постоянного тока позволит получить экономию в массе проводов на 40–50%, поскольку такая система может быть выполнена как однопроводная. Одновременно за счет уменьшения количества проводов и исключения необходимости передачи реактивной мощности снизятся потери в проводах на 50%. Учитывая опыт эксплуатации систем электроснабжения на переменном токе, условия внедрения высоковольтной коммутационной аппаратуры и требования техники безопасности, можно сказать, что напряжение энергосистем постоянного тока будет не выше 200–250 В.

Ориентировочно в состав системы энергоснабжения постоянного тока высокого напряжения могут входить:

1. первичная система энергоснабжения с генератором постоянного тока бесконтактным и высоковольтным;
2. вторичная система энергоснабжения; она содержит преобразователь постоянного

тока в постоянный, но с другим номинальным напряжением, для питания оперативных управляющих цепей (выключателей, переключателей, статических реле и контакторов); преобразователь постоянного тока в переменный ток регулируемой частоты для обеспечения работы регулируемого привода; преобразователь постоянного тока в переменный стабильной частоты для питания потребителей, чувствительных к изменению частоты.

Т а б л и ц а 3.1

Принцип классификации	Наименование сети/вид тока		
	По роду тока	Сеть постоянного тока	Сеть переменного тока
По величине напряжения	Низкого напряжения		
	Высокого напряжения		
По количеству фаз		Однофазная	Трёхфазная
По способу передачи электроэнергии	Однопроводная	Однопроводная	Двухпроводная
	Двухпроводная	Двухпроводная	Трёхпроводная (четырёхпроводная)
По способу распределения электроэнергии	Централизованная		
	Децентрализованная		
	Раздельная		
	Комбинированная		
По конфигурации системы распределения электроэнергии	Разомкнутая (радиальная, магистральная)		
	Замкнутая (радиальная, магистральная, сетчатая, кольцевая)		
	Комбинированная		
По количеству каналов резервирования	Одноканальная		
	Многоканальная		
По защищённости	Защищённая		
	Незащищённая		

ПРИМЕРЫ:

Боинг 737: Отбор воздуха производится от двигателей и вспомогательной силовой установки (ВСУ). Воздух используется для кондиционирования салона, охлаждения оборудования, противообледенительной системы двигателей и крыла и запуска двигателей.

Первичной системой электроснабжения является система переменного тока с напряжением 115 В и частотой 400 Гц. Источниками электроэнергии являются два двигательных синхронных генератора переменного тока с приводом постоянных оборотов и генератор ВСУ. Мощность генераторов 40 КВА.

Синхронная работа не предусмотрена. Вторичной является система постоянного тока напряжением 28 В, источниками энергии которой служат три выпрямительных устройства и аккумуляторная батарея. Опционно на самолётах 737 Classic на двигателях вместо синхронных генераторов могут устанавливаться генераторы переменных оборотов/постоянной частоты.

Электросистема самолета Ту-154 использует:

- Сеть 27 В постоянного тока
- Трёхфазную сеть 220 В 400 Гц переменного тока
- Сеть 36 В 400 Гц переменного тока

Для питания сетей, используются:

- Три генератора переменного тока, приводимые от двигателей
- Генератор переменного тока, приводимый от ВСУ
- Аккумуляторные батареи
- Выпрямительные устройства
- Аварийный преобразователь
- Аэродромный источник постоянного и переменного тока РАП (разъём аэродромного питания)

Система электроснабжения М-101-Сокол

М-101Т «Сокол» - это первый в России скоростной самолет многоцелевого назначения с турбовинтовым двигателем и герметичным салоном, способный базироваться на грунтовых аэродромах. Предназначен для региональных пассажирских перевозок.

Максимальная взлетная масса самолета составляет 3270 кг. максимальная дальность полета с четырьмя пассажирами - 1400 км. при размещении на борту 8 человек - 1100 км с наибольшей скоростью 430 км/ч.

На самолете М-101Т установлен турбовинтовой двигатель М601 мощностью 760 л.с. компании «Walter». Наиболее важной для эксплуатантов отличительной особенностью самолета является его топливная экономичность. Расход авиационного керосина самолета составляет 80-100 кг на час полета, или 2.7-3.3 кг на одного пассажира на 100 км. что фактически сопоставимо с расходом топлива легковых автомобилей.

Грузовой вариант предназначен для перевозки различных грузов массой до 630 кг (с одним пилотом).

Система электроснабжения (СЭС) предназначена для питания всех приемников электроэнергии. Самолет М-101Т «Сокол» оснащен:

- первичной системой электроснабжения постоянного тока напряжением 27 В;
- вторичной системой электроснабжения переменного однофазного тока напряжением 115 В частотой 400 Гц;
- аварийным источником электроэнергии постоянного тока;
- специальным источником электроэнергии для питания потребителей переменным током напряжением 36 В частотой 400 Гц.

Суммарная установленная мощность приемников электроэнергии постоянного тока напряжением 27 В составляет 6620 Вт.

Суммарная установленная мощность приемников электроэнергии переменного однофазного тока напряжением 115 В частотой 400 Гц составляет 23 В А.

В случае отказа стартер-генератора в качестве аварийного источника электроэнергии постоянного тока используется аккумуляторная батарея F20/27H1CT VARTA, которая обеспечивает электропитанием приемники электроэнергии первой категории, необходимые для выполнения безопасной посадки.

В качестве основного источника электроэнергии вторичной системы электроснабжения переменного однофазного тока напряжением 115 В частотой 400 Гц используется однофазный статический преобразователь ПОС-125ТЧ-2с, запитываемый от основной шины первичной системы электроснабжения постоянного тока.

Для установленного на борту оборудования требуются источники электроэнергии, параметры которых не соответствуют требованиям ГОСТ 19705-89. Данные источники не входят в состав системы электроснабжения, а включены в состав тех систем, которые являются потребителями этих видов энергии:

- специальный источник переменного трехфазного тока напряжением 36 В частотой 400 Гц
- статический преобразователь ПТС-250АМ, который включен в состав пилотажно-навигационного оборудования;
- источник переменного трехфазного тока напряжением 200 В частотой 400 Гц (нестабильной) включен в состав противообледенительной системы винта и воздухозаборника.

Система электроснабжения постоянного тока - одноканальная, так как применение двухканальной СЭС на одномоторном самолете нецелесообразно. Основным источником электроэнергии первичной СЭС является стартер-генератор 250SG125Q-1 (производство США).

Аварийным источником электроэнергии постоянного тока является аккумуляторная батарея F20/27H1CT фирмы VARTA.

Аккумуляторная батарея F20/27H1CT включена в буфере со стартер-генератором и обеспечивает:

1. снятие пиковых нагрузок с генератора.
2. улучшение качества электроэнергии.
3. трехкратный электростатический запуск двигателя на земле и в воздухе;
4. питание приемников электроэнергии первой категории при аварийной работе СЭС;
5. питание левого авиагоризонта АГБ-98РС-10.

Параллельная работа аккумуляторной батареи с генератором обеспечивает ее постоянный подзаряд.

Аварийный режим работы первичной СЭС характеризуется отключением или отказом стартер-генератора и автоматическим отключением части приемников электроэнергии. Другая часть (приемники первой категории) питается от аварийного источника — аккумуляторной батареи.

При коротком замыкании на аварийной шине ЦРУ 27 В непосредственно от аккумуляторной батареи запитывается только левый авиагоризонт АГБ-98РС-10.

2.3.1. Стартер-генератор 250SG125Q-1

Стартер-генератор 250SG125Q-1 предназначен для запуска авиационного двигателя М601Е-22 н совместно с блоком контроля генератора GCSG 502-3А - для электроснабжения систем ВС постоянным током. Основные технические данные

Номинальное напряжение на клеммах. В	30
Рабочее напряжение. В (согласно РЛЭ 27 В)	26...30
Номинальный ток. А	250
Кратковременная нагрузка. А:	
в течение 2 мин	375
в течение 5 с	500
Номинальная мощность. кВт	7.5
Рабочий диапазон частоты вращения, об. мин	6900... 12000
Номинальный ток обмотки возбуждения. А	10

Пиковый ток при запуске. А

800

Охлаждение:

независимое

напорным воздухом

собственное

с помощью встроенного вентилятора

График нагрузки генератора показан на рис. 3.

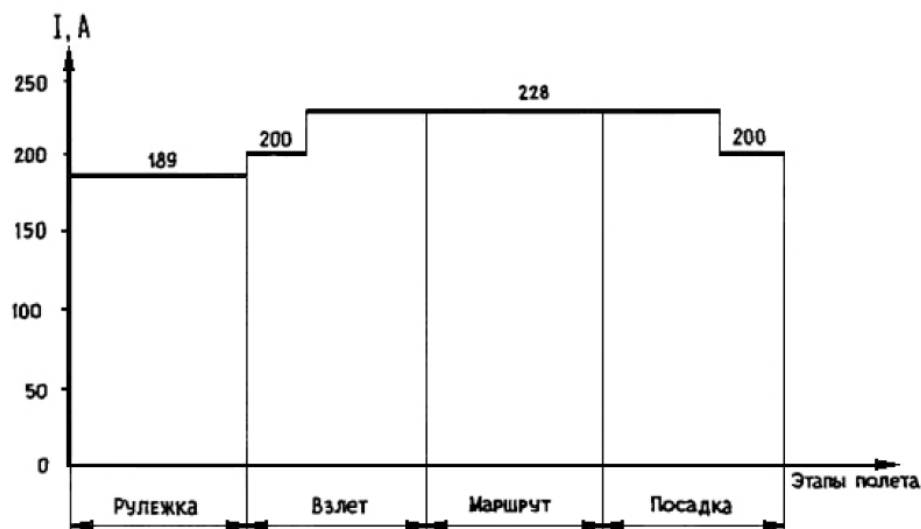


Рис. 3. График нагрузки стартер-генератора 250SG125Q-1

Принцип действия и особенности конструкции. Стартер-генератор 250SG125Q-1 четырехполюсный генератор постоянного тока с шунтовым возбуждением. Электрическая схема стартер-генератора и расположение клемм приведены на рис. 4.

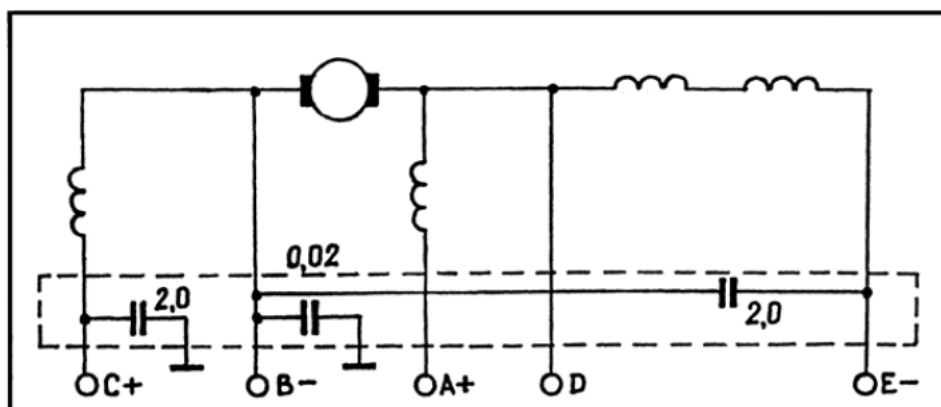


Рис. 4. Электросхема стартер-генератора 250SG125Q-1

Сериесная возбуждающая обмотка включена лишь в режиме запуска двигателя. Стартер-генератор вместе с системой запуска и блоком контроля генератора GCSG 502-3A выполняет следующие функции:

- обеспечивает запуск двигателя от бортового и аэродромного источников питания;
- отдает номинальную мощность в рабочем диапазоне частоты вращения при комбинированном охлаждении (собственное и внешнее);
- удерживает постоянную величину рабочего напряжения в рабочем диапазоне частоты вращения при переменной нагрузке.

В режиме запуска двигателя допускается произвести подряд три запуска по 20 с с двухминутным перерывом при напряжении не менее 24 В.

Следующий запуск можно производить после 60-минутного перерыва.

Подключение стартер-генератора к внешней сети осуществляется посредством клемм.

Во время запуска двигателя стартер-генератором 250SG125Q-1 регулирование напряжения блоком контроля генератора не осуществляется. В момент перехода в режим генератора начинает работать блок контроля. Регулирование осуществляется за счет сравнения выходного напряжения стартер-генератора, и установки напряжения блока.

При любом отклонении напряжения генератора от нормальной установки изменяется величина тока, поступающего на обмотку возбуждения стартер-генератора с клеммы М блока контроля генератора.

2.3.3. Аккумуляторная батарея F20/27HICT (VARTA)

Никель-кадмиевая авиационная батарея F20/27HICT предназначена для работы в качестве аварийного источника питания потребителей первой категории при отказе генератора, а также для трехкратного автономного запуска двигателя стартер-генератором.

Батарея работает в буферном режиме с генератором постоянного тока. Никель-кадмиевая авиационная батарея F20/27HICT является устройством, которое при зарядке превращает электрическую энергию в химическую, а при разряде - химическую энергию в электрическую.

Основные технические данные

Номинальное напряжение	
при температуре окружающего воздуха +25 °С. В	24
Конечное напряжение, не менее. В	20
Номинальная емкость	
при температуре окружающего воздуха +25 °С. А*ч	27
Номинальное напряжение на одном элементе при температуре окружающего воздуха +25 °С. В	1.2
Интервал рабочих температур. °С	- 40...+71
Допустимая длительная нагрузка. А	500
Максимальная сила разрядного тока. А	1000
Допустимая стартовая нагрузка. А	1550
Масса батареи, кг	8.6

На ВС установлена одна батарея F20/27HICT.

Принцип действия и особенности конструкции. Батарея F20/27HICT состоит из 20 никель-кадмиевых элементов типа FP27HICT, которые вставляются в контейнер батареи (рис. 5).

2.1.3. Основные элементы электрооборудования ЛА.

Все электрическое оборудование летательных аппаратов в зависимости от назначения каждого его элемента может быть подразделено на три основные группы:

- 1) источники электрической энергии и преобразователи, их защитные и регулирующие устройства;
- 2) система передачи и распределения энергии;
- 3) потребители электрической энергии.

В *первую группу* входят:

- а) электрические генераторы постоянного и переменного тока;
- б) химические источники тока;
- в) преобразователи электрической энергии, включающие электромашинные преобразователи всех типов;
- г) выпрямители, трансформаторы, умножители напряжения и другие устройства;
- д) регулирующая и защитная аппаратура, включающая регуляторы напряжения и частоты;
- е) устройства для защиты генераторов от обратных токов и обратной мощности, защиты от перенапряжений и перегрузок;
- ж) устройства, обеспечивающие автоматическое распределение активных и реактивных мощностей между параллельно работающими генераторами, и др.

Элемент *второй группы*:

- а) электрическая (бортовая) сеть, включающая различные провода и жгуты;
- б) коммутационная аппаратура управления и защиты;
- в) аппаратура распределительных устройств;
- г) контрольно-измерительные приборы для наблюдения за режимом работы электрической системы летательного аппарата;
- д) монтажное и установочное оборудование (разъемы, распределительные устройства, пульты и т. п.).

К *третьей группе* относятся: (делим на две части: аппаратура и исполнительные механизмы)

- и) контрольно-измерительная аппаратура и приборы, основанные на использовании электрической энергии, термометры, тахометры, топливомеры, компасы и т. п.;
- з) установки автоматического управления, вычислительные машины;
- е) средства связи и радиоаппаратура (навигационная и локационная);
- ж) аппаратура аэрофотосъемки;
- а) электрические двигатели, электромагниты и иные устройства, служащие для приведения в действие и управления исполнительными механизмами.
- б) осветительные и автосигнальные устройства (наружные, внутренние, сигнальные и контрольные);
- в) противообледенительные и обогревательные устройства, а также холодильные установки;
- к) система электрического зажигания.
- г) пусковые устройства (электрические стартеры для запуска авиационных двигателей и т. д.);
- д) электрифицированное вооружение, включающее турельные установки, электромагнитные спуски, замки, электробомбосбрасыватели, фотокинопулеметы и др.;

2.2. Источники электроэнергии.

2.2.1. Химические источники.

Химическими источниками электроэнергии называются устройства, в которых химическая энергия активных веществ во время реакции превращается в электрическую энергию. Процесс превращения химической энергии в электрическую называется *разрядом химического источника*.

Химические источники электрической энергии исторически первыми начали применяться на летательных аппаратах, причем вначале использовались гальванические элементы, затем — аккумуляторы, а в последнее время стали применяться и топливные элементы.

Гальванические элементы допускают однократное использование заключенных в них активных химических веществ.

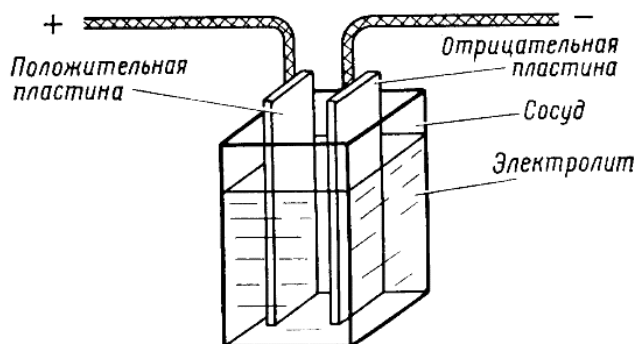
Аккумуляторы допускают многократное использование заключенных в них активных химических веществ, которые после разряда аккумулятора восстанавливаются путем заряда аккумулятора, т. е. пропускания через него постоянного тока в направлении, противоположном разрядному току.

Топливные элементы — это такие устройства, на электродах которых химические вещества — топлива, подводимые непрерывно к ним, преобразуются в электрическую энергию.

Гальванические элементы используются главным образом на летательных аппаратах одноразового действия для питания слаботочных цепей. В настоящее время применяются серебряно-магниевые (с хлористым серебром), медно-магниевые (с хлористой медью) и сухие окислортутные.

Аккумуляторы широко применяются на летательных аппаратах в качестве основных и вспомогательных источников электрической энергии. Из различных видов аккумуляторов наибольшее распространение получили свинцовые, серебряно-цинковые и кадмиево-никелевые, которые в дальнейшем и рассматриваются.

Принцип действия химического источника тока рассмотрим на примере никель-кадмиевого аккумулятора (рис. 2.6.).



Один электрод изготавливают из гидрата окиси никеля, а второй из кадмия. При разомкнутой внешней цепи ионы и электроны переходят с электродов в раствор и располагаются вблизи разделов электрод-электролит. При замыкании внешней цепи электроны, перемещаясь через сопротивление нагрузки, обеспечивают непрерывность процесса.

Основными характеристиками аккумуляторов, определяющими их свойства и позволяющими оценить возможность и целесообразность применения того или иного типа в конкретных условиях эксплуатации, являются: удельная энергия, отдача по емкости и энергии, зависимость напряжения и емкости от тока разряда, саморазряд, срок службы, стоимость, безвредность.

На рис. 2.7 и 2.8 приведены соответственно зависимости удельной энергии аккумуляторов от температуры и удельной мощности. Наибольшую удельную энергию имеют серебряно-цинковые аккумуляторы и с этой точки зрения их применение предпочтительнее, особенно при средних температурах. В области высоких и низких температур их удельная энергия существенно уменьшается (рис. 2.26). При - 40 °С они отдают лишь 20—25% номинальной ёмкости. При

температурах свыше $+50^{\circ}\text{C}$ серебряно-цинковые аккумуляторы неработоспособны. Также неработоспособны при этих температурах и кадмиево-никелевые аккумуляторы.

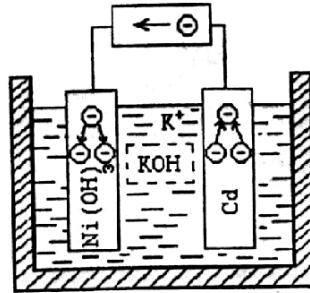


Рис.2.6

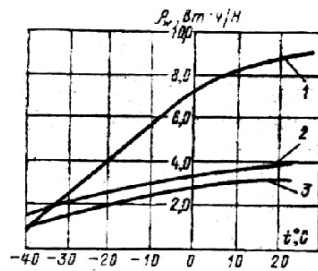


Рис. 2.7: Зависимость удельной энергии от температуры аккумуляторов.
1-серебряно-цинковых; 2-кадмиево-никелевых (безламельных); 3-свинцово-кислотных.

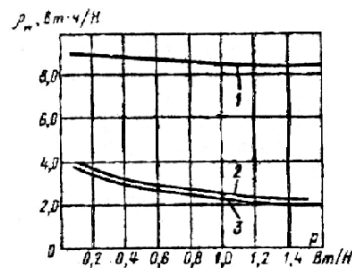


Рис. 2.8: Зависимость удельной энергии от удельной мощности аккумуляторов.
1-серебряно-цинковых; 2-кадмиево-никелевых (безламельных); 3-свинцово-кислотных.

Большое значение для оценки свойств аккумуляторов имеет разрядная характеристика $U=f(I_p)$. В свинцово-кислотных и никель-кадмиевых аккумуляторах напряжение в процессе разряда изменяется существенно: в свинцово-кислотных аккумуляторах уменьшается к концу разряда на 12%, в кадмиево-никелевых – на 20% по сравнению с начальным напряжением.

Свинцовый: Удельная энергоёмкость (Вт·ч/кг): 30-60.

Никель-кадмиевый аккумулятор (NiCd) удельная энергия около 45—65 Вт·ч/кг.

Разрядное напряжение серебряно-цинковых аккумуляторов заметно изменяется только при переходе с верхней разрядной ступени на нижнюю. На нижней разрядной ступени оно изменяется незначительно особенно тогда, когда заряд производится асимметричным переменным током. Серебряно-цинковые аккумуляторы имеют и самую высокую отдачу по емкости и энергии. Уступают они другим типам аккумуляторов только лишь по сроку службы и времени пребывания в залитом состоянии.

Серебряно-цинковый аккумулятор - Отличается очень малым внутренним сопротивлением и большой удельной энергоёмкостью (**150 Вт·ч/кг**, 650 Вт·ч/дм³). Одной из важнейших особенностей серебряно-цинкового аккумулятора является способность (при надлежащей конструкции) отдавать в нагрузку токи колоссальной силы (до 50 Ампер на 1 Ампер·час ёмкости).

Существенный недостаток серебряно-цинковых аккумуляторов является необходимость контроля за степенью подзаряда и за температурой электролита при разрядно-зарядных режимах.

С 1991 года началось коммерческое использование литий-ионных аккумуляторов, изготовленных фирмой Sony.

Преимущества

- наибольшая плотность энергии из всех разновидностей аккумуляторов – как объемная, так и весовая
- напряжение питания на элементе - 3,6В, что в 3 раза выше, чем у NiMH и NiCd аккумуляторов и почти в 2 раза выше, чем для свинцово-кислотных аккумуляторов

- быстрый процесс заряда батарей - до 90% емкости за 30-40 минут
- высокий показатель ресурса - свыше 1000 циклов разряда/заряда (в лабораторных условиях)
- **низкий показатель саморазряда - до 5% в месяц**
- дружелюбность окружающей среде - могут утилизироваться без предварительной переработки
- удельная энергоемкость: $110 \dots 243 \text{ Вт} \times \text{ч/кг}$;

Гелевые аккумуляторные батареи - основное отличие в том, что электролит не в жидком виде, а в гелевой консистенции.

Гелевая батарея может работать в любом положении, не бояться глубоких разрядов, имеют в разы большее количество циклов заряд-разряд, при правильной эксплуатации могут служить более 10 лет!

Свинцово-кислотный | Серебряно-цинковый | Никель-кадмиевый | Никель-солевой | Никель-металл-гидридный | Никель-цинковый аккумулятор | Литий-ионный | Литий-полимерный | Литий-железо-сульфидный | Литий-железо-фосфатный | Литий-титанатный | Ванадиевый | Железо-никелевый

2.2.2 Авиационные генераторы

Общие сведения.

В зависимости от выбранной системы электроснабжения на летательных аппаратах могут быть использованы генераторы постоянного и переменного тока.

Основными источниками электрической энергии на летательных аппаратах являются генераторы. Мощность отдельных генераторов, устанавливаемых на летательных аппаратах, и количество их зависят от размеров и типа летательного аппарата. На тяжелых машинах количество генераторов доходит до двенадцати. Мощность каждого генератора составляет 3—24 кВт.

Самолетные электрические генераторы обладают значительными особенностями вследствие целого ряда требований, предъявляемых к ним как в отношении конструктивного исполнения, так и в отношении электрических параметров и характеристик (по сравнению с наземными электрическими генераторами постоянного тока). К основным можно отнести требования максимальной надежности, высокой прочности, минимальных масс и габаритов.

Требование максимальной надежности действия определяет всю сложность и ответственность функций, выполняемых на самолете посредством электрической энергии.

Высокая прочность генераторов обеспечивает их безотказную работу в условиях больших механических нагрузок и вибраций, возникающих от работы авиадвигателя, а также ускорений при эволюциях самолета. В соответствии с этим генераторы как объекты, устанавливаемые непосредственно на авиадвигателях, должны по нормам выдерживать механические перегрузки в любом направлении до 10g (g—ускорение силы тяжести) в течение 5 мин.

Требование минимальной массы является совершенно естественным для любого оборудования, установленного на самолете. В общем случае требование минимальной массы генератора должно рассматриваться в комплексе с требованием максимального значения его к. п. д. Действительно, генератор может быть выполнен достаточно легким, но с большими потерями, что при эксплуатации требует дополнительного расхода горючего и уменьшает подъемную силу самолета, создаваемую авиадвигателем, который в свою очередь приводит в действие генератор. В результате в общем балансе экономии массы может не получиться. Следовательно, необходимо учитывать аэродинамическую массу (полетную массу).

Различают генераторы постоянного и переменного тока.

Генераторы постоянного тока на ЛА по схеме с параллельным самовозбуждением.

Конструктивно такой генератор можно представить в виде неподвижного статора с индуктором, на сердечниках которого смонтированы обмотки возбуждения(ОВ) и вращающегося якоря(Я),

служащего для преобразования механической энергии в электрическую.

При вращении якоря индуцируется переменная ЭДС. Т. к. для питания обмоток возбуждения требуется постоянный ток, его выпрямление осуществляется специальным щеточным коллектором. В начальный период работы генератор самовозбуждается вследствие остаточной намагниченности металла полюсов.

Основным недостатком ГПТ является размещение на роторе силовой обмотки, с которой необходимо снимать вырабатываемую энергию через контакт щетка – коллектор.

Наличие щеточного контакта в электрических генераторах всегда отрицательно сказывается на надежности их работы. Этот недостаток особенно проявляется в авиационных генераторах, работающих на больших высотах при низком атмосферном давлении, когда надёжность работы контакта резко ухудшается. В связи с этим в последнее время были проведены и выполняются сейчас большие работы по созданию авиационных бесконтактных генераторов большой мощности. Они ведутся в двух направлениях — генераторов переменного тока с бесконтактным электромагнитным возбуждением и генераторов постоянного тока с бесконтактной коммутацией. Создание обоих типов генераторов сейчас стало возможным благодаря появлению надежных в работе и механически прочных кремниевых неуправляемых и управляемых вентилях (диодов и транзисторов).

Основные данные генераторов постоянного тока (<http://www.studfiles.ru/dir/cat20/subj241/file8673/view92353.html>)

Тип	Мощность, кВт	Номинальный ток, А	Удельная мощность, Вт/кг	Скорость вращения, об/мин.	Масса, кг
ГСП-3000	3	10	274	4000-9000	11
ГСП-6000	6	200	326	4000-9000	18
ГСП-18000	18	600	435	4000-9000	41
ГСП-12КИС	12	420	370	4000-9000	32
ГС-12Т	12	400	400	4000-9000	30
ГС-18ТО	18	600	430	4000-9000	42
ГСК-1500	1/1,5	36/54	—	3800-5900	12
ГСП-СТ-12/40	12/40	400	370	4000-9000	32

Генераторы переменного тока

В конструкции бесконтактного синхронного генератора переменного тока силовые обмотки (три фазы) размещены на статоре, что принципиально решает проблему удаления из конструкции самого критически ненадежного элемента генератора постоянного тока – щеточно-коллекторного узла.

В РФ разработаны и находятся в серийном производстве бесконтактные авиационные генераторы переменного тока мощностью от 8 до 120 кВт*А типов ГТ и СГК.

Основные ТТД генераторов:

Тип	Мощность, кВА	Количество фаз	Напряжение, В	Номинальный ток, А	Частота тока, Гц	Частота вращения, об/мин.	Масса, кг	Примечания
ГТ-40ПЧ8	40	3	208	111	400	8000	47	
ГТ-60ПЧ8	60	3	208	167	400	8000	55	
ГТ-120ПЧ8	120	3	208	334	400	8000	90	
СГК-11/1,5КИС	11/1,5	1/3	120	92/23,4	400	8000	36	
СГК-30/1,5	30/1,5	3/1	120	48/12,5	400	8000	37,5	
ГТ-120НЖ412	120	3	208	333	400	12000	32	ГП-22
ГТ-30НЖ412	30	3	208	83,3	400	12000	12,5	ГП-21
ПГЛ-40	40	3	208	110	400	12000	25	Интегрального исполнения

Бесконтактные генераторы постоянного тока:

Тип	Мощность, кВт	Напряжение, В	Номинальный ток, А	Частота вращения, об/мин.	Масса, кг
ГСБ-18П	18	28,5	600	6900-12000	34
ГСП-20БК	20	28,5	700	4500-7600	33
ГСП-12КИС БК	12	28,5	420	4000-9000	20

На рис. 2.11 приведена электрическая схема внутренних соединений генератора ГТ-40. Трехфазная рабочая обмотка генератора 2 соединена в звезду с выведенной силовой нейтралью. Обмотка 5 индуктора (обмотка возбуждения) питается от шестиполусной обмотки 4 переменного тока возбудителя через блок вращающихся кремниевых диодов. Для автономного возбуждения генератора на одном с ним валу размещен подвозбудитель с возбуждением от постоянных магнитов 6, представляющих собой ротор типа “звёздочка”. От рабочей обмотки подвозбудителя 1 осуществляется питание обмотки 3 возбуждения возбудителя через выпрямитель В.

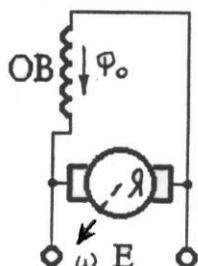


Рис.2.9

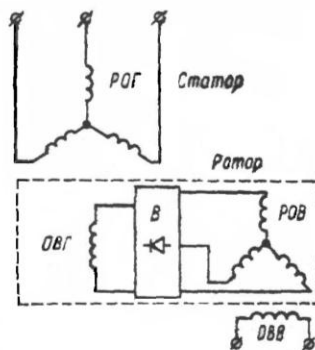


Рис.2.10: Электрическая схем бесконтактного генератора переменного тока.

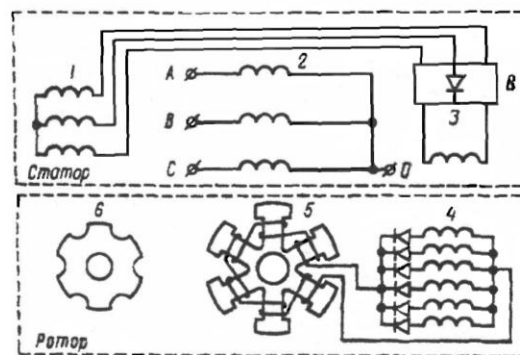


Рис.2.11: Электрическая схема внутренних соединений генератора ГТ-40.

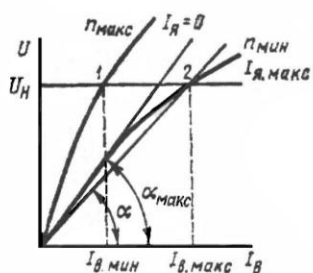


Рис.2.12: Внешние характеристики возбуждения.

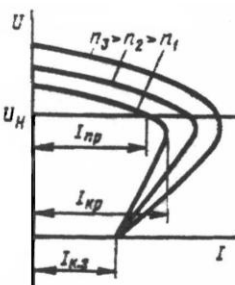


Рис.2.13: Внешние характеристики генератора.

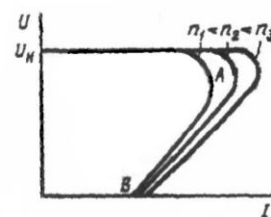


Рис.2.14: Внешние характеристики генератора при наличии регулятора напряжения.

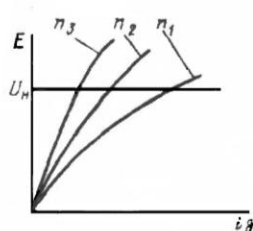


Рис.2.15: Характеристики холостого хода синхронного генератора

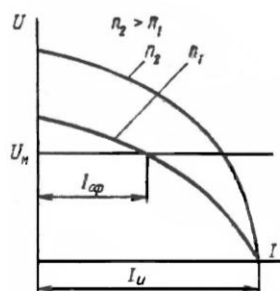


Рис.2.16: Внешние характеристики синхронного генератора.

2.2.2.2 Электрические характеристики.

Электрические и магнитные свойства самолетных генераторов постоянного тока, как и вообще генераторов постоянного тока, определяются рядом характеристик, связывающих между собой следующие основные величины: напряжение на зажимах U или э. д. с. якоря машины, ток возбуждения I_b , ток в цепи якоря (или в цепи нагрузки) I_a и частоту вращения n . Обычно характеристики представляют собой зависимость между двумя какими-либо величинами при неизменных остальных.

Так как самолетные генераторы работают при переменной частоте вращения, то в отличие от нормальных машин, у которых характеристики относят обычно к неизменной номинальной частоте вращения, для них характеристика каждого типа (внешняя характеристика возбуждения, внешняя рабочая характеристика, скоростная и др.) представляет, по существу, семейство кривых, относящихся ко всему диапазону частоты вращения. На практике характеристики самолетных генераторов дают обычно для трех значений частоты вращения — минимальной, средней (номинальной) и максимальной.

Внешняя характеристика возбуждения. Зависимость напряжения генератора от тока возбуждения $U=f(I_b)$ при неизменной частоте вращения $n=\text{const}$ и постоянном сопротивлении нагрузки $R_n=\text{const}$ называется внешней характеристикой возбуждения. По семейству внешних характеристик производят анализ процессов возбуждения генератора при различных нагрузках.

В частном случае, когда $R_n=\infty$, эта характеристика называется характеристикой холостого хода. Известно, что э. д. с., наводимая в обмотке якоря генератора постоянного тока,

$$E=(P/a)(n/60)N\Phi_{\text{я}} \cdot 10^{-8} \text{ В}, \quad (2.2.2.2 \ 1)$$

где p — число пар полюсов; a — число пар параллельных ветвей; n — частота вращения; N — число активных проводников обмотки якоря; $\Phi_{\text{я}}$ — магнитный поток в якоре. Так как для данной машины, величина

$$C=(P/a)(n/60) \cdot 10^{-8}, \quad (2.2.2.2 \ 2)$$

является неизменной, то э. д. с. $E = C\Phi_{\text{я}}n$, т. е. при увеличении частоты вращения и неизменном значении э. д. с. уменьшается величина необходимого магнитного потока.

Напряжение на зажимах генератора отличается от его э. д. с. на величину падения напряжения во внутренней цепи генератора:

$$U=E-IR. \quad (2.2.2.2 \ 3)$$

Следовательно, напряжение генератора не будет оставаться постоянным при изменении не только частоты вращения, но и тока нагрузки.

При этих условиях крайними режимами работы генератора будут:

- а) режим холостого хода при максимальной частоте вращения ($n_{\text{макс}}$, $I_a=0$), когда напряжение на зажимах генератора будет максимальным;
- б) режим максимальной нагрузки при минимальной частоте вращения ($n_{\text{мин}}$, $I_a=0$), когда напряжение на зажимах генератора будет минимальным.

На рис. 2.12 приведены внешние характеристики возбуждения для двух крайних режимов, начинающихся с нуля. Фактически же из-за наличия остаточного магнетизма при $I_b=0$ уже имеется некоторое напряжение, но оно настолько мало, что им можно пренебречь.

Внешняя характеристика. Представляет собой зависимость напряжения на зажимах генератора U от тока нагрузки, I_n при неизменном сопротивлении цепи возбуждения R_b и постоянной частоте вращения n , т.е. $U=f(I_n)$ при $R_b=\text{const}$ и $n=\text{const}$. Условие $R_b=\text{const}$ относится к шунтовым генераторам с самовозбуждением.

В случае генератора с независимым возбуждением $I_b=\text{const}$. В этом и состоит принципиальная разница в характеристиках генераторов с различным возбуждением.

На рис.2.13 приведены внешние, характеристики генератора для трех частот вращения.

Как известно, падение напряжения при увеличении нагрузки в шунтовом генераторе происходит по трем причинам: из-за падения напряжения в якорной обмотке и в щеточном контакте, реакции якоря и уменьшения тока (соответственно потока) возбуждения, являющегося следствием понижения напряжения на зажимах генератора. Поскольку авиационные генераторы выполняются шунтовыми с самовозбуждением, наклон их внешних характеристик весьма большой.

Для каждой частоты вращения генератора существует две характерные величины тока: предельный — $I_{пр}$ (максимальный ток при номинальном напряжении генератора) и критический — $I_{кр}$ [максимальный ток генератора, получаемый при данной частоте вращения). Значения предельного и критического токов генератора характеризуют его перегрузочную способность. Как видно из характеристик, перегрузочная способность генератора возрастает с увеличением частоты вращения.

У современных авиационных генераторов постоянного тока предельный и критический ток при минимальной и максимальной частотах вращения имеет значения:

$$I_{пр.мин.} \approx 1,7 I_{ном.}, I_{кр.мин.} \approx 1,8 I_{ном.}, I_{пр.макс.} \approx 2,7 I_{ном.}, I_{кр.макс.} \approx 2,8 I_{ном.}$$

На перегрузочную способность генератора оказывают влияние сопротивление обмотки возбуждения, характер коммутации и температура обмоток генератора. С увеличением частоты вращения при том же значении тока генератора условия коммутации ухудшаются и искрообразование под щетками увеличивается. Это приводит к возрастанию переходного сопротивления в щеточном контакте и заметному снижению критического тока. Аналогично увеличиваются сопротивления обмоток из-за роста их температуры.

Авиационные генераторы, как правило, работают с автоматическими регуляторами напряжения. Внешние характеристики генератора при наличии регулятора напряжения приведены на рис.2.14.

Регулятор напряжения начиная с холостого хода и до предельна; нагрузки $I_{пр}$ поддерживает напряжение генератора практически неизменным. С уменьшением сопротивления нагрузки до величины, при которой ток якоря превысит значение предельного тока, регулятор перестанет поддерживать напряжение постоянным и генератор начнет работать на естественной части характеристики. Работа его будет устойчивой до точки А и неустойчивой от точки А до точки В.

Авиационные генераторы переменного тока работают при переменной частоте вращения, поэтому для каждой частоты можно построить соответствующую ей характеристику. Обычно характеристики приводятся для максимальной, средней и минимальной частот вращения, а иногда только для двух частот: максимальной и минимальной.

Характеристика холостого хода. Зависимость э.д.с. генератора E от тока возбуждения I_v при отсутствии нагрузки ($R_n = \infty$) и постоянной частоте вращения представляет собой *характеристики холостого хода*.

Э.д.с. генератора переменного тока

$$E = k n \Phi_v, \quad (2.2.2.2 \text{ 4})$$

где $k = (p\omega/15)k_o k_\phi 10$, причем p — число пар полюсов; ω — число витков в фазе; k_o — коэффициент обмотки; k_ϕ — коэффициент формы кривой поля.

На рис. 3.15 приведены характеристики холостого хода для трёх частот вращения, причем $n_3 > n_2 > n_1$.

При повышенной частоте вращения и при постоянном напряжении, равном номинальному значению, генератор работает при малом магнитном насыщении. При минимальной частоте вращения он работает обычно на “колоне” кривой намагничивания, что соответствует среднему уровню насыщения. Ограничение насыщения вызвано малыми габаритами генератора, что приводит к ограничению места для размещения обмотки возбуждения.

Внешняя характеристика. Зависимость напряжения на зажимах генератора U от тока якоря I при постоянных значениях тока возбуждения I_v , частоты вращения n и коэффициента мощности $\cos\varphi$ представляет собой *внешнюю характеристику*.

На рис. 3.16 приведены внешние характеристики генератора с независимым возбуждением. Снижение напряжения на зажимах генератора обусловлено падением напряжения в якорной обмотке и влиянием реакции якоря. Крутизна спада кривой напряжения синхронного генератора значительно больше, чем генератора постоянного тока с параллельным возбуждением. Это объясняется дополнительным, влиянием реактивного сопротивления обмотки

2.3 Преобразователи электрической энергии

2.3.1 Общие сведения.

Система электроснабжения летательного аппарата состоит из первичной (основной) и соответствующего комплекса вторичных (вспомогательных) энергетических систем, которые получают электрическую энергию от вторичных источников, преобразующих первичную энергию по роду тока, напряжению и частоте, и обеспечивают питанием соответствующие потребители. Источниками энергии в них являются вращающиеся или статические преобразователи постоянного тока в переменный или наоборот в зависимости от типа первичной энергосистемы. Применяемые на летательных аппаратах преобразователи электрической энергии можно классифицировать по назначению следующим образом: *преобразователи рода тока* — постоянного в переменный или переменного в постоянный (большая часть преобразователи рода тока одновременно преобразуют и величину напряжения), *преобразователи напряжения* — постоянного или переменного тока.

На летательных аппаратах с первичной энергосистемой постоянного тока существуют вторичные энергосистемы одно- и трехфазного переменного тока, суммарная мощность которых доходит до десятков киловольт-ампер. В качестве источников энергии в этих системах применяются электромашинные или статические преобразователи постоянного тока в одно- и трехфазный переменный ток постоянной частоты. Во вторичных энергосистемах переменного тока параллельная работа преобразователей не нашла применения из-за сложности и недостаточной надежности. Широкое распространение получили системы с автоматическим включением резервного преобразователя вместо вышедшего из строя основного. Непрерывный рост потребителей переменного тока на современных летательных аппаратах вызвал необходимость перехода к централизованным системам электроснабжения, что по сравнению с автономными системами обеспечивает: наиболее рациональную загрузку преобразователя в течение всего полета, уменьшение общей массы преобразователей на 25÷30%, повышение среднего к.п.д. системы с 0,4 до 0,6, сокращение объема проверочных и регламентных работ, более простой способ резервирования.

На летательных аппаратах с первичной энергосистемой переменного тока в качестве источников электроэнергии вторичной энергосистемы могут использоваться также электромашинные или статические преобразователи, но только переменного тока в постоянный. Наибольшее применение получили статические преобразователи в виде трансформаторно-выпрямительных блоков (ТВБ).

Они по сравнению с электромашинными преобразователями имеют ряд преимуществ: отсутствие подвижных частей и коллектора, меньшую относительную массу, повышенные коэффициент полезного действия и надежность, а также простоту в обслуживании и эксплуатации. Трансформаторно-выпрямительные блоки работают на нагрузку как отдельно, так и параллельно. Мощность их относительно невелика, так как мощность потребителей постоянного тока на летательном аппарате с первичной энергосистемой переменного тока составляет 5÷10% общей потребляемой мощности переменного тока.

2.3.2. Электромагнитные (электромашинный) преобразователи.

Для различных потребителей применяются :

- 1) Питание анодных цепей радиоустановок.
- 2) Преобразователи постоянного тока низкого напряжения в постоянный ток высокого напряжения (умформеры).
- 3) Для потребителей однофазного переменного напряжения с частотой $f = 400\text{Гц}$, напряжением $U = 36 \div 115\text{В}$ применяются:
 - (а) Индукторные преобразователи типа МА
 - (б) Двигатель-генераторные преобразователи типа ПО на мощности до 6000Вт
- 4) Для потребителей трёхфазного переменного напряжения (гироскопические системы), двигатель-генераторные преобразователи типа ПТ мощностью от 700 до 6000 Вт, частотой 400Гц и напряжением 36В.

На примере последнего рассмотрим структуру и принцип стабилизации напряжения и частоты.

Электромагнитный (электромашинный) агрегат состоит из двигателя постоянного тока и трёхфазного магнитоэлектрического генератора.

Регулирование и стабилизация напряжения достигается путём изменения тока возбуждения в обмотке возбуждения генератором. Стабилизация напряжения находится на уровне $\pm 2\text{В}$.

Регулятор частоты. Стабилизация частоты переменного тока преобразователя обеспечивается постоянной частотой вращения электродвигателя путем изменения тока в его управляющей обмотке УОД (аналогично системе стабилизации частоты в ПО) с помощью автоматического регулятора частоты. Регулятор частоты реагирует на отклонение частоты преобразователя от номинальной.

Измерительным органом регулятора частоты является последовательный резонансный LC-контур, включенный через выпрямитель в цепь управляющей обмотки $\omega_{y.o.y.}$ магнитного усилителя. Характеристика резонансного контура, настроенного на частоту $f_{рез.} = 450\text{--}470\text{Гц}$ (путём изменения индуктивности дросселя L), представлена на рисунке 2.18. Рабочая точка А, соответствующая $f = 400\text{Гц}$, расположена на восходящей ветви характеристики.

Усилительным элементом служит магнитный усилитель МУ с внутренней положительной обратной связью. Питание магнитного усилителя переменным током осуществляется через повышающий автотрансформатор АТр с использованием средней точки (на рисунке 2.17 изображен упрощенно), что позволяет сократить вдвое число плеч выпрямительного моста В2. Рабочие обмотки магнитного усилителя ω_r выполнены секционно (двумя проводами в параллель), что снижает ток через плечо выпрямителя В1 и позволяет применить диоды меньшего габарита. На среднем стержне МУ расположены следующие обмотки:

управляющая обмотка усилителя $\omega_{y.o.y.}$ (из двух параллельных ветвей), включенная на напряжение переменного тока через резонансный контур и выпрямитель В4;

обмотка опорного напряжения ω_n , включенная на среднее значение фазного напряжения через выпрямитель В4; она обеспечивает выбор рабочей точки на характеристике МУ (ток ω_n остается практически неизменным, так как напряжение генератора поддерживается регулятором);

обмотка демпферной обратной связи $\omega_{д.о.с.}$, обеспечивающая устойчивость системы регулирования в переходных процессах; включена она на вторичную обмотку стабилизирующего трансформатора ТрС;

корректирующая обмотка ω_k , служащая для уменьшения изменения частоты при изменении нагрузки преобразователя; обмотка включена на выход системы регулирования напряжения.

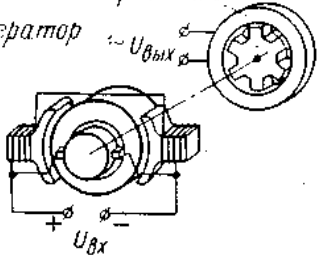
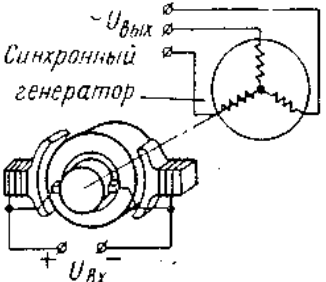
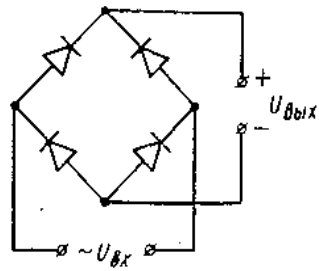
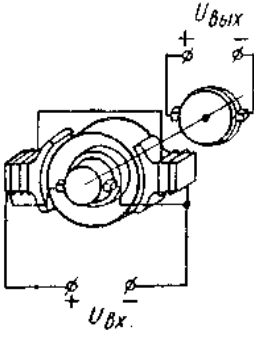
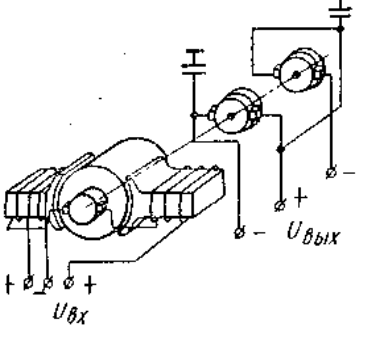
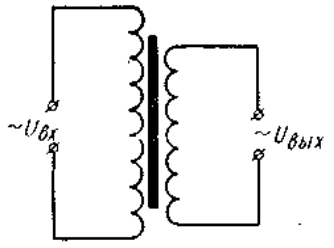
Нагрузочная характеристика МУ приведена на рисунке 2.19 в первом квадранте (ось ординат ее показана штрих пунктирной линией).

Исполнительным органом в схеме регулирования частоты является управляющая обмотка двигателя УОД(рис. 2.17), включенная на выход магнитного усилителя через выпрямитель В1. Параллельно управляющей обмотке двигателя установлен выпрямитель А2, который препятствует протеканию тока, обусловленного противо-э.д.с. УОД. Конденсатор С1 компенсирует индуктивность УОД и повышает эффективное значение выпрямленного тока, уменьшает его пульсацию. Константановое сопротивление $R_{т.к1}$ и термосопротивление $R_{т.к2}$ (типа ММТ) с отрицательным температурным коэффициентом уменьшают отклонение частоты.

Принцип действия системы регулирования частоты рассмотрим, используя совмещенные характеристики отдельных ее элементов. На рисунке 2.18 изображены: в первом квадранте — нагрузочная характеристика МУ, ось ординат которой сдвинута влево на величину F_n , во втором квадранте — регулировочные характеристики двигателя (регулируемого объекта) $n_d = \varphi_1(I_{у.о.д.})$ и зависимость тока управляющей обмотки двигателя от частоты: $I_{у.о.д.} = \varphi(f)$ (результатирующая статическая характеристика регулятора); в четвёртом квадранте — характеристика резонансного контура $I_{у.о.у.} = \varphi_2(f)$.

Процесс регулирования частоты протекает следующим образом, если по какой-либо причине частота переменного тока увеличивается, это приведет к увеличению тока резонансного контура и, следовательно, тока управляющей обмотки УОУ магнитного усилителя. Увеличение результирующей э.д.с. $F_{упр} = F_{у.о.у.} - F_n$ ($F_n = \text{const}$, так как работает регулятор напряжения) приведет к увеличению тока $I_{у.о.д.}$ и потока $\Phi_{у.о.д.}$ управляющей обмотки двигателя. Частота вращения двигателя и частота генератора при этом уменьшатся. Точность поддержания частоты регулятором составляет $\pm 2\%$ от номинального значения.

Вследствие механической инерции вращающихся масс и электромагнитной инерции обмоток магнитного усилителя и управляющей обмотки двигателя процесс установления частоты без вспомогательных стабилизирующих органов является колебательным. Для повышения его устойчивости применяется гибкая отрицательная обратная связь — стабилизирующий трансформатор ТрС. Первичной обмоткой ω_1 трансформатора является провод, обтекаемый током двигателя. Вторичная обмотка ω_2 включена на обмотку $\omega_{д.о.с.}$. Размагничивающая обмотка трансформатора компенсирует постоянную составляющую магнитного потока первичной обмотки трансформатора, повышая эффективность его работы. Увеличению устойчивости способствует также серийная обмотка двигателя.

Тип сети тип преобр	Постоянно – переменного тока (основной род тока – постоянный)		Переменно – постоянного тока (основной род тока – переменный)
Преобразователи рода тока	<p>Магнитозлектрический генератор</p>  <p>Однофазные преобразователи серии ПО</p>	<p>Синхронный генератор</p>  <p>Трехфазные преобразователи серии ПТ</p>	 <p>Выпрямительный блок</p>
	 <p>Однокаскадные серии РУ</p>	 <p>Многоступенчатые серии РУК, У</p>	 <p>Трансформатор</p>

2.3.3 Статические преобразователи.

2.3.3.1 Общие сведения

Преобразовательные устройства служат для преобразования переменного напряжения (тока) в постоянное, постоянного напряжения (тока) в переменное, переменного напряжения (тока) одной частоты в переменное напряжение (ток) другой частоты, низкого постоянного напряжения в высокое постоянное напряжение и т. д. В преобразовательных устройствах используются средства, осуществляющие фильтрацию и стабилизацию тока и напряжения. Основными характеристиками преобразовательных устройств являются коэффициент полезного действия, коэффициент мощности и другие энергетические характеристики.

Преимущества полупроводниковых преобразовательных устройств по сравнению с другими преобразователями неоспоримы: они обладают высокими регулировочными характеристиками и энергетическими показателями, имеют малые габариты и массу, просты и надежны в эксплуатации. Кроме преобразования и регулирования тока и напряжения такие установки обеспечивают бесконтактную коммутацию токов в силовых цепях.

Основными видами преобразователей электрической энергии являются:

- а) выпрямители, преобразующие мощность переменного тока в мощность постоянного тока;
- б) инверторы, преобразующие мощность постоянного тока в мощность переменного тока;
- в) преобразователи частоты, преобразующие мощность переменного тока одной частоты в мощность переменного тока другой частоты;
- г) импульсные преобразователи постоянного или переменного тока, преобразующие

постоянный или переменный ток одного напряжения в постоянный или переменный ток другого напряжения;

д) преобразователи числа фаз, преобразующие мощность переменного тока с одним числом фаз в мощность переменного тока с другим числом фаз;

е) преобразователи формы кривой, преобразующие, например, постоянный или переменный ток в короткие импульсы.

2.3.3.2 Статические преобразователи переменного тока в постоянный

Статические преобразователи постоянного тока в переменный состоят из следующих устройств:

- высокостабильный задающий генератор (настроенный, как правило, на частоту 1200 Гц), собранный на полупроводниках;
- делитель частоты;
- полупроводниковый усилитель мощности.

Таким образом в статических преобразователях отсутствуют подвижные элементы, что и определило их название.

Статические преобразователи постоянного тока в переменный заменили электромашинные на всех магистральных самолётах в течение последних 30 – 40 лет, что обусловлено следующими достоинствами:

- более высокая надёжность;
- бесшумность в работе;
- меньше габариты и масса;
- мгновенный выход на режим (не более 0,2 сек);
- не требуют обслуживания в процессе эксплуатации на самолёте;
- имеют более высокий КПД (у некоторых преобразователей до 90 %).

Обозначения статических преобразователей:

Буквы ПТС обозначают – преобразователь трёхфазный статический.

Буквы ПОС обозначают – преобразователь однофазный статический.

На сегодняшний день наиболее часто используются преобразователи:

- ПОС-25;
- ПОС-125ТЧ;
- ПТС-250;
- ПТС-800БМ;
- ПОС-1000Б.

На самолётах и вертолётах с первичной системой электроснабжения переменного тока 200/115В постоянной частота 400 Гц в качестве вторичной системы используется система электроснабжения постоянного тока с номинальным напряжением 27 В, которая получает энергию от статических преобразователей переменного тока в постоянный. Для этой цели используют трансформаторно-выпрямительные блоки (ТВБ) или выпрямительные установки (ВУ).

Выпрямительные установки применяют не только в качестве историков питания вторичной системы электроснабжения, но и для получения различных напряжений постоянного тока, необходимых для питания отдельных внутренних цепей потребителей электрической энергии. Так как в этом случае этот источник питания является неотъемлемой частью потребителя, то его называют вторичным источником питания (ВИП). ТВБ и ВУ состоят из следующих основных элементов: выпрямителя, трансформатора, сглаживающего фильтра, а в отдельных случаях регулятора напряжения и вентилятора, предназначенного для охлаждения блока.

Наибольшее распространение в ВУ получили двухполупериодные мостовые схемы выпрямления, для вторичных источников питания используются и другие виды схем (рисунки 220). Основные характеристики схем приведены в таблице.

В таблице приняты следующие обозначения: U_n , U_d , I_n , I_d — действующие и средние

значения напряжений и токов нагрузки; $U_{вх}$ — действующее значение напряжения на входе выпрямителя (или линейного напряжения); $U_{обр}$ — амплитуда обратного напряжения на вентиле; I_n , $I_{ср}$ — действующее и среднее значения тока вентилей; P_d — среднее значение мощности постоянного тока нагрузки; η — коэффициент преобразования мощности источника P в мощность постоянного тока (к.п.д. выпрямителя).

Таблица

Схема выпрямления	k_ϕ	$U_d/U_{вх}$	$U_{обр}/U_d$	$\eta=P_d/P$	$I_n/I_{ср}$	K_π
Однофазная однополупериодная (рис. 2.20, а)	1,57	0,45	3,14	0,405	1,57	1,21
Однофазная двухполупериодная с нулевым выводом (рис. 2.20, б)	1,11	0,9	3,14	0,81	1,57	0,482
Однофазная мостовая (рис. 2.20, в)	1,11	0,9	1,57	0,81	1,57	0,482
Трёхфазная с нулевым выводом (рис. 2.20, г)	1,04	0,67	2,09	0,97	1,76	0,286
Трёхфазная мостовая (рис. 2.20, д)	1,001	1,35	1,045	0,998	1,76	0,045

Коэффициент формы кривой тока $k_\phi = I_n/I_d$ (2.3.3.1 1)

Степень сглаженности тока нагрузки характеризуется коэффициентом пульсаций

$k_\pi = \sqrt{k_\phi^2 - 1}$, т.е. отношением действующего значения переменной составляющей тока

нагрузки к среднему значению. Эффективность использования вентиля в схемах выпрямления можно оценить по отношению амплитуды обратного напряжения $U_{обр}$ к среднему значению выпрямленного напряжения U_d . Чем ниже это отношение, тем лучше используются вентили.

Наибольшее значение коэффициента преобразования мощности η и наименьшее значение отношения $U_{обр}/U_d$ имеют трёхфазные схемы, и с этой точки зрения они являются наиболее совершенными.

Характеристики, приведённые в таблице, соответствуют работе выпрямителей только на активную нагрузку при синусоидальном изменении напряжения на входе выпрямителей и идеальной коммутации анодов. При других видах нагрузок существенно изменяются соотношения токов, напряжений и мощностей (например, индуктивная нагрузка приводит к снижению отношения I_n/I_d и повышению отношения U_n/U_d).

2.3.3.3 Статические преобразователи постоянного тока в переменный

На летательных аппаратах с первичной системой электроснабжения постоянного тока для получения переменного тока постоянной частоты до последнего времени использовались главным образом электромашинные преобразователи, обладающие рядом существенных недостатков: большая полетная масса, низкий к.п.д., недостаточно высокая надежность, большие затраты времени на обслуживание.

Достижения в области силовой полупроводниковой техники позволили создать надежные статические преобразователи постоянного тока в однофазный или трехфазный переменный ток (инверторы) мощностью до нескольких киловатт, превосходящие по основным параметрам электромашинные преобразователи. К.п.д. транзисторных преобразователей при мощности 0,1—10 кВА и $\cos \phi = 1$ составляет 0,7–0,95. Отсутствие трущихся и подвижных частей обеспечивает большие сроки службы, существенно упрощает их техническое обслуживание.

По сравнению с электромашинными статические преобразователи обладают следующими преимуществами: время выхода на рабочий режим меньше в 5—10 раз и составляет доли секунды; в несколько раз меньше пусковые токи; лучше качество переходных процессов; нет акустических шумов, создаваемых при работе преобразователя.

Массовые показатели статических преобразователей соизмеримы с показателями электромашинных, плотность их несколько меньше. Полупроводниковые приборы в инверторах работают в режиме переключения. Этот режим позволяет с помощью приборов относительно небольшой мощности управлять достаточно большой мощностью в нагрузке.

В простейших схемах инверторов (рис.221) для того, чтобы обеспечить режим переключений транзисторов, необходимо на их базы подавать импульсы тока соответствующих частот, значения и формы.

Тогда транзисторы Т1 и Т2, насыщаясь поочередно, подключают источник первичного напряжения к правой или левой первичной полу обмотке трансформатора. Во вторичной обмотке возникает э.д.с. прямоугольной формы, амплитуда которой зависит от характеристик трансформатора.

Статические преобразователи с независимым возбуждением. Напряжение, управляющее переключением транзисторов, подается на них извне, от специального генератора-возбудителя, входящего в состав инвертора.

Для двухтактной схемы (рис. 2.22, а) длительность t_b открывающих транзисторы импульсов базового тока выбирается такой, чтобы в сумме со временем рассасывания заряда не основных носителей в базе она была меньше длительности заданного полупериода $T/2$ выходного напряжения. Амплитуда импульсов базового тока должна быть такой, чтобы, пропуская коллекторный ток, транзисторы оставались насыщенными.

Мостовая схема (рис. 222, б) по сравнению с двухтактной содержит в 2 раза больше транзисторов и диодов, но конструкция трансформатора, используемого в ней, проще. Транзисторы в схеме коммутируются попарно.

В первый полупериод в состоянии отсечки находятся транзисторы Т1 и Т4, а в состоянии насыщения — Т2 и Т3, во второй полупериод — наоборот. Такое переключение обеспечивает смену полярности напряжения на первичной обмотке трансформатора через каждые полпериода. Переключающие импульсы тока на базы транзисторов должны подаваться от источников, гальванически не связанных между собой.

Если при управлении транзисторами мостовой схемы инвертора использовать симметричные импульсы, то в коммутационный период все четыре транзистора будут открыты, а источник питания замкнут накоротко через транзисторы, которые перегружаются. Для исключения этого следует задерживать открытие одного из транзисторов до момента закрытия другого.

В ряде случаев нагрузка инвертора содержит индуктивность. Так как ток в индуктивности не может мгновенно изменить свое направление, то необходимо на время переключения транзисторов иметь какую-либо ветвь для индуктивного тока нагрузки. Этот путь образуется при включении параллельно каждому из транзисторов так называемых обратных диодов (Д1 — Д4). Если в качестве источника питания используется выпрямитель, то вход инвертора должен быть зашунтирован конденсатором достаточно большой емкости — иначе невозможен возврат энергии из выходной цепи инвертора в интервалы времени, когда ток пропускают обратные диоды.

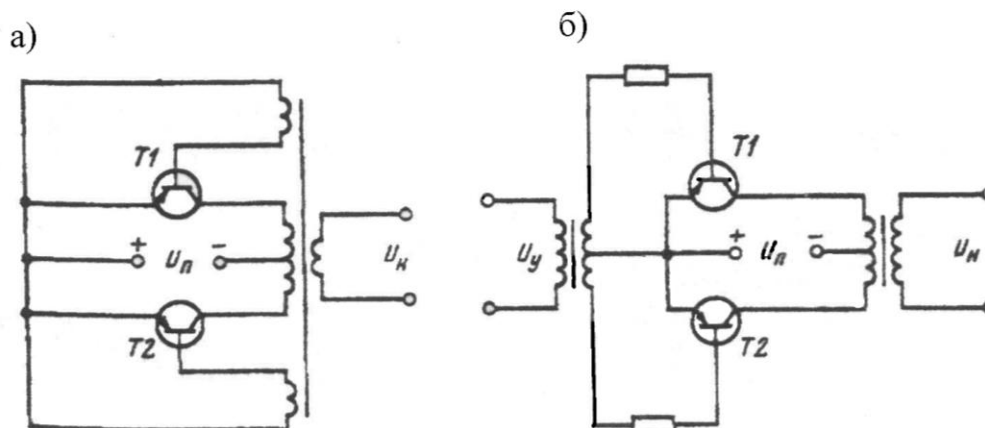


Рис.2.21 Принципиальные схемы силовой части инверторов:
а-с самовозбуждением; б- с независимым возбуждением

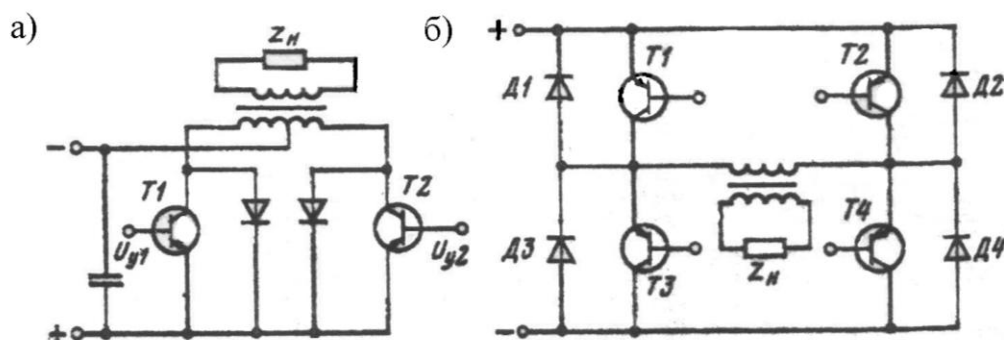


Рис.2.22: Двухтактный статический преобразователь с независимым возбуждением
а-двухтактная схема; б-мостовая схема

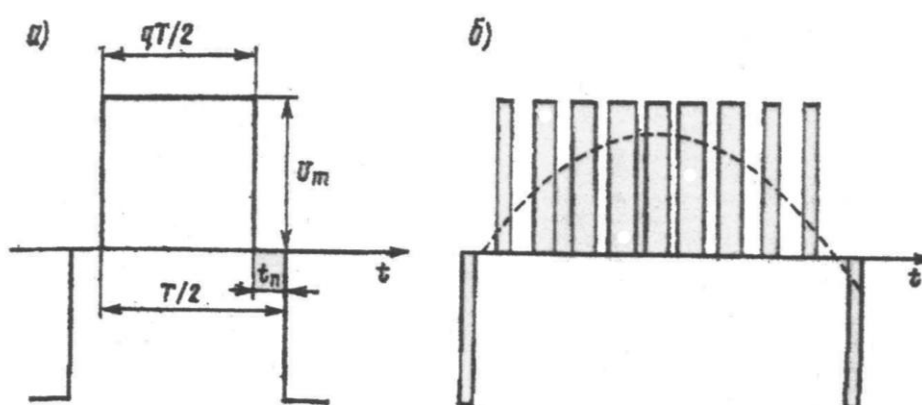


Рис.2.23: Формы кривых выходного напряжения инвертора

Инверторы с синусоидальной формой кривой напряжения. На летательных аппаратах для питания большинства потребителей переменного тока требуется синусоидальная форма кривой напряжения.

Принципиальные схемы силовой части инверторов, предназначенных для получения синусоидальной формы выходного напряжения, не отличаются от инверторов с прямоугольной формой выходного напряжения. Уменьшение содержания высших гармоник в кривой выходного

напряжения для приближения ее к синусоидальной достигается, как правило, при широтно-импульсной модуляции исходного прямоугольного напряжения и применении выходных LC фильтров.

Степень приближения формы кривой к синусоидальной характеризуется коэффициентом нелинейных искажений

$$k_n = \sqrt{(U_i / U_1)^2 - 1} \quad (2.3.3.3 \ 1)$$

где U_n — действующее значение несинусоидальной кривой напряжения; U_1 — действующее значение ее первой гармоники.

Действующее значение выходного напряжения (для простоты считаем, что коэффициент трансформации трансформатора равен

$$U_n = \sqrt{\frac{2}{T} \int_0^{T/2} u_i^2 dt} \quad (2.3.3.3 \ 2)$$

Для прямоугольного напряжения

$$k_n = 4\pi / \sqrt{2} \quad (2.3.3.3 \ 3)$$

Коэффициент заполнения импульса выходного напряжения (рис.2.23, а)

$$q = (T - 2t_n) / T \quad (2.3.3.3 \ 4)$$

где T — период изменения напряжения.

При введении паузы на нуле t_n

$$U_n = U_m \sqrt{q} \quad (2.3.3.3 \ 5)$$

$$U_1 = \frac{4 \cos[(1 - q)\pi / 2]}{\pi \sqrt{2}} U_m \quad (2.3.3.3 \ 6)$$

и, следовательно,

$$k_n = \sqrt{\frac{\pi^2 q}{8 \cos^2[(1 - q)\pi / 2]} - 1} \quad (2.3.3.3 \ 7)$$

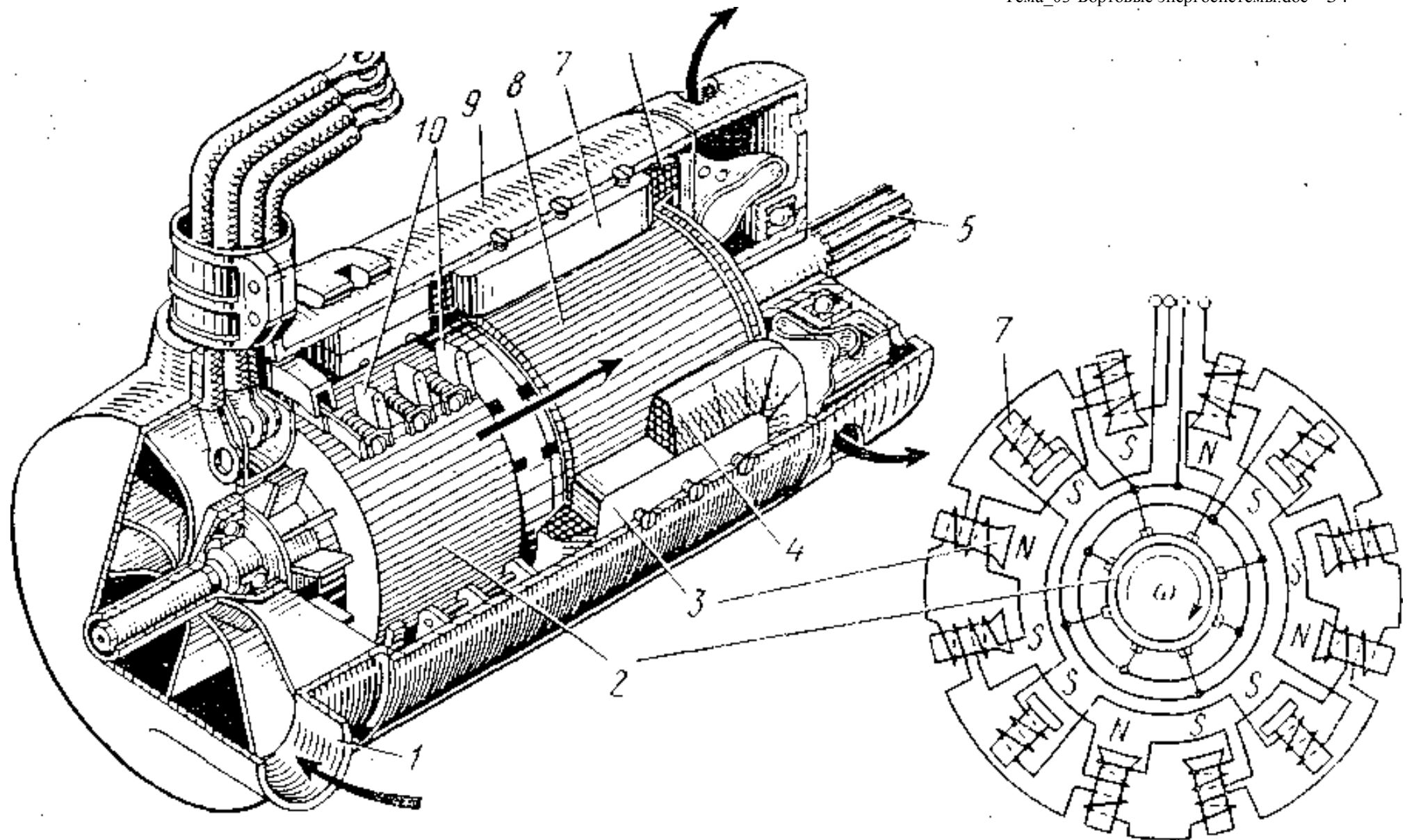
Анализ зависимости k_n от q показывает, что минимальное значение $k_n = 0,27$ получается при ширине импульса $q_0 = 0,74$ (пауза $43,4^\circ$). Учитывая, что при ширине импульса $q = 0,66$ (пауза 60°) $k_n = 0,312$ мало отличается от минимального значения, используют инверторы с $q = 0,66$, так как при этом полностью исключается третья гармоника, а пятая и седьмая ослабляются, что значительно облегчает фильтрацию.

В качестве выходных фильтров используются Г-образные низкочастотные L — C фильтры. Следует отметить, что применение фильтров для получения синусоидальной кривой из импульсов прямоугольной формы (при отсутствии паузы на нуле) приводит к значительному увеличению массы инвертора.

По отношению к бортовой сети инвертор является приемником электрической энергии. Процессы коммутации в инверторе, связанные со скачкообразным изменением параметров цепей, приводят к искажениям напряжения сети, которые воздействуют на потребителя и сам инвертор через его систему управления. При соизмеримых мощностях источника питания бортовой сети и инвертора это влияние может оказаться весьма существенным. Для его ослабления на выходе инвертора также устанавливаются фильтры.

Приближение формы кривой выходного напряжения инвертора к синусоидальной в мостовой схеме может быть достигнуто и при многократной коммутации транзисторов во время полупериода основной частоты. Если при этом интервалы проводимости транзисторов Т1 и Т4 (Т2 и Т3) мостовой схемы (рис.222,б) в течение полупериода изменять по синусоидальному закону

(рис.222,б), то при числе импульсов, равном девяти, кривая выходного напряжения будет содержать высшие гармоники, начиная с восемнадцатой. При таком техническом решении масса фильтра снижается, но сильно усложняется схема системы управления. Так как потери при коммутации транзисторов пропорциональны числу коммутаций, то к.п.д. инверторов по мере возрастания повторяемости импульсов снижается.



Устройство и электрическая схема генератора серии ГСР:

1 — патрубок; 2 — коллектор; 3 — основной полюс; 4 — катушка обмотки возбуждения основного полюса; 5 — упругий валик; 6 — катушка обмотки возбуждения дополнительного полюса; 7 — дополнительный полюс; 8 — якорь; 9 — корпус; 10 — щеткодержатели; 7 полюсы с катушками обмоток возбуждения 4 и 6, а также щеткодержатели 10.

Якорь 8, коллектор 2 и вентилятор смонтированы на общем валу, опорами которого являются два подшипника.

Генерируемый ток с коллектора отводится меднографитовыми щетками.

Принципиальная схема каскадного бесщеточного синхронного генератора с вращающимися выпрямителями была известна давно, однако, ее практическая реализация стала возможной после освоения промышленностью высоконадежных кремниевых диодов.

В синхронных генераторах, рассмотренных выше, наиболее слабый элемент – это щеточно-кольцевой узел. На современных ЛА устанавливают трехфазные бесконтактные генераторы типа ГТ. Рассмотрим устройство генератора.

Генератор включает в себя три электрических машины, расположенных в одном корпусе и на одном валу (рис.7):

- ПОДВОЗБУДИТЕЛЬ – синхронный генератор с возбудителем от постоянных магнитов (ПМ), расположенных на роторе. На статоре располагается трехфазная обмотка якоря подвозбудителя(ОЯПВ);
- ВОЗБУДИТЕЛЬ – синхронный генератор с индуктором на статоре. Обмотка возбуждения возбудителя (ОВВ) связана с обмоткой якоря подвозбудителя через блок выпрямления (БВ). Якорь возбудителя имеет шестифазную обмотку (ОЯВ) для уменьшения влияния пульсаций магнитного потока индуктора, которые вызваны выпрямлением переменного напряжения подвозбудителя;
- ОСНОВНОЙ ГЕНЕРАТОР – это синхронный генератор с электромагнитным индуктором на роторе. Обмотка возбуждения основного генератора (ОВ) подключена к обмотке якоря возбудителя через блок вращающихся выпрямителей (БВВ), расположенных на этом же роторе. На статоре располагается трехфазная обмотка якоря генератора (ОЯГ). С этой обмотки напряжение поступает в бортовую сеть.

Принцип действия. Ротор генератора приводится во вращение от основного авиационного двигателя или от ВСУ. Индуктор подвозбудителя (постоянные магниты) создает магнитный поток. При вращении ротора этот поток наводит трехфазную ЭДС в обмотке якоря возбудителя (ОЯПВ).

Трехфазная ЭДС выпрямляется блоком выпрямления (БВ) и подается на обмотку возбуждения возбудителя (ОВВ). По ОВВ начинает протекать электрический ток, который создает магнитный поток возбудителя. При этом во вращающейся шестифазной обмотке якоря возбудителя (ОЯВ) наводится ЭДС.

Переменная ЭДС выпрямляется блоком вращающихся выпрямителей (БВВ) и подается на обмотку возбуждения основного синхронного генератора (ОВСГ). По ОВСГ протекает ток, который создает магнитный поток в основном генераторе. Вращаясь, этот магнитный поток пронизывает обмотку якоря основного генератора (ОЯГ) и наводит в ней трехфазную ЭДС. К выводам обмоток якоря подключаются бортовые потребители.

Все потребители на ЛА должны запитываться энергией стабильного напряжения и частоты. Стабилизация осуществляется следующим образом:

Регулирование выходного напряжения генератора осуществляется путем изменения тока, протекающего по обмотке возбуждения возбудителя (ОВВ). Изменение тока в ОВВ приводит к изменению магнитного потока возбудителя и соответственно изменяет величину ЭДС, наводимую в ОЯВ. Последнее изменение приводит к изменению тока в ОВСГ и соответственно магнитного потока основного генератора. В итоге изменяется величина ЭДС индуцируемая в трехфазных обмотках основного генератора (ОЯГ).

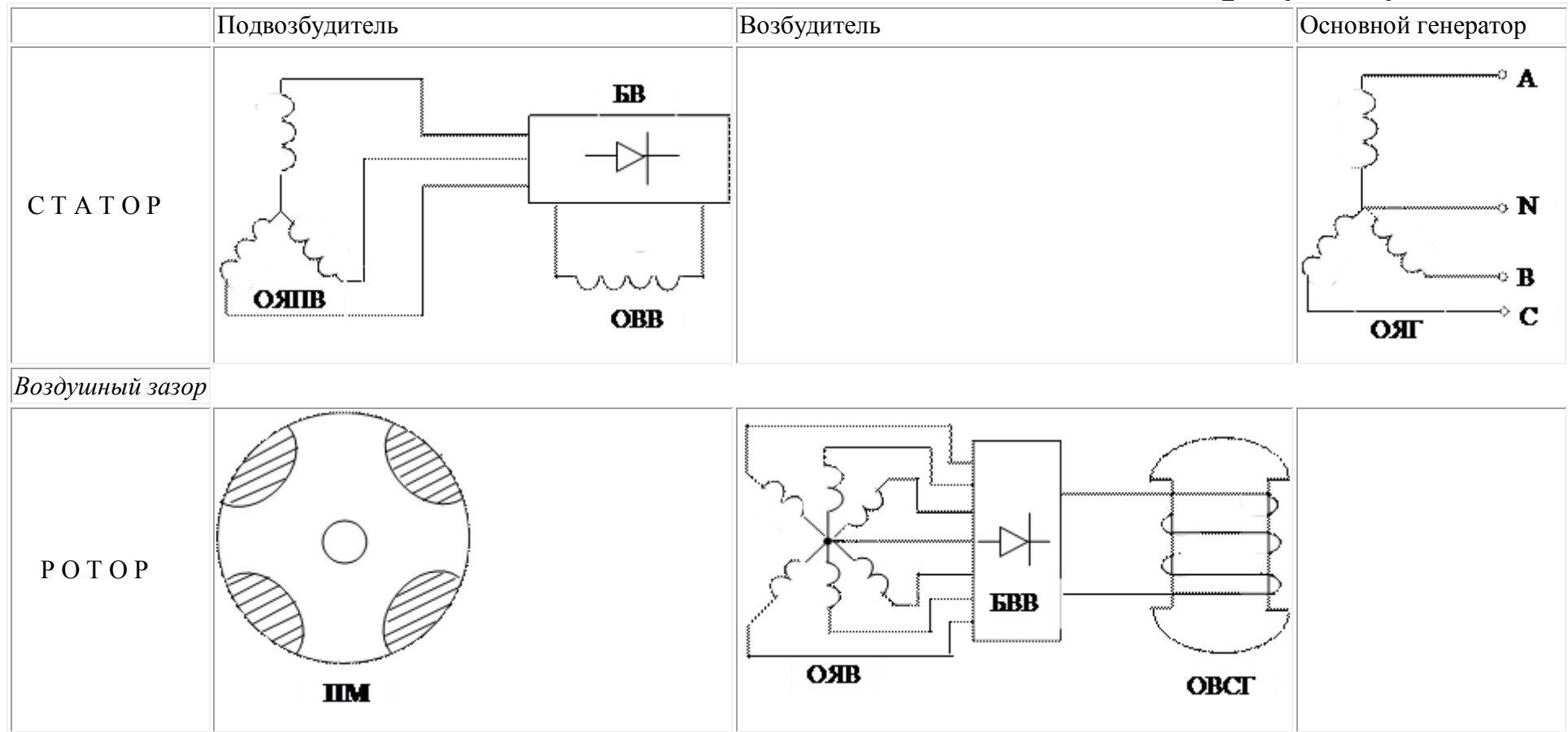


Рис.7

Из формулы (1) $n_2 = n_1 = 60 \times f/p$ видно, что частота вырабатываемого напряжения зависит от частоты вращения ротора синхронного генератора. Таким образом, для стабилизации частоты выдаваемого напряжения необходимо обеспечить постоянство частоты вращения ротора генератора. Это осуществляется применением специальных устройств, называемых привод постоянных оборотов ППО. ППО забирает часть воздушного потока от компрессора авиационного двигателя и приводит во вращение ротор генератора. Количество забираемого воздуха регулируется заслонками для обеспечения постоянного расхода воздуха, а, следовательно, и постоянства частоты вращения ротора генератора.

Пример: Бесщеточных синхронных генераторов с вращающимися выпрямителями)(рис.8)

1) Генератор переменного тока **ГТ60ПЧ6А** предназначен для питания бортсети самолета переменным током постоянной частоты и стабилизированного напряжения. Генератор работает в системе электроснабжения самолета Ил-76 (параллельная и раздельная работа), а также в других аналогичных системах. **Маркировка:** Г – генератор; Т – трехфазный; 60 – номинальная мощность в кВт; А – постоянной частоты 400 Гц при частоте вращения 6000 об/мин, воздушное охлаждение

2) Генератор переменного тока интегрального исполнения **ГТ60НЖЧ12П** предназначен для питания бортовых приемников электроэнергии переменным током постоянной частоты. Поддержание постоянной частоты обеспечивается приводом постоянной частоты вращения, составляющим с генератором единый агрегат – привод генератор ГП23 (ОПГ). **Маркировка:** Г – генератор; Т – трехфазный; 60 – номинальная мощность в кВт; НЖ – нагнетательная жидкостная система охлаждения; Ч12П – постоянной частоты 400 Гц при частоте вращения 12000 об/мин.

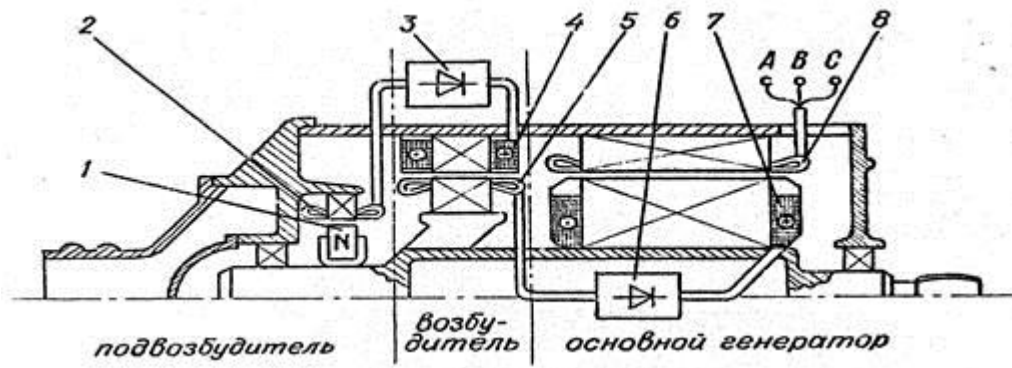
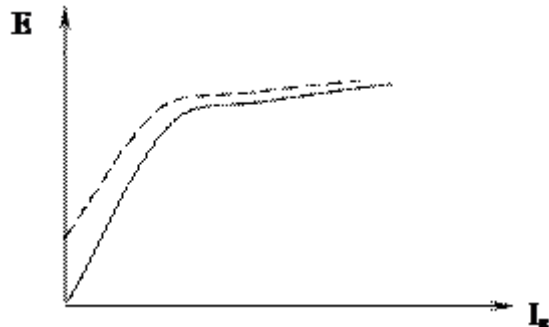


Рис.8. Конструкция каскадного бесконтактного синхронного генератора:

1 - постоянные магниты индуктора подвозбудителя; 2 - обмотка якоря подвозбудителя; 3 - выпрямительное и регулирующее устройства; 4 - обмотка возбуждения индуктора возбудителя; 5 - обмотка якоря возбудителя; 6 - вращающиеся выпрямители; 7 - обмотка возбуждения индуктора основного генератора; 8 - обмотка якоря основного генератора; 9 - центробежный вентилятор.



Основными характеристиками синхронных генераторов являются:

- характеристика холостого хода;
- внешняя характеристика;
- регулировочная характеристика.

Рис. 9

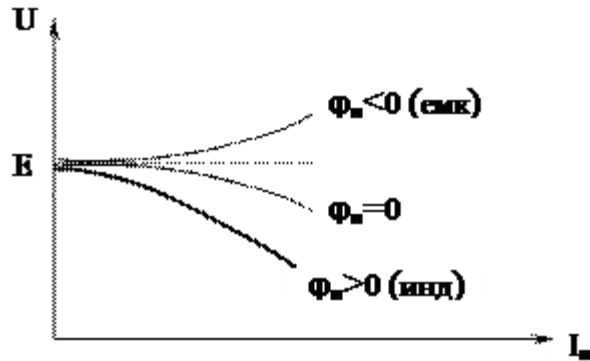


Рис. 10

Характеристика холостого хода показывает зависимость ЭДС генератора от величины тока возбуждения при постоянной частоте и отключенной нагрузке, т.е. при холостом ходе $E = f(I_f)$ при $I_n = 0$, $n = \text{const}$.

В нижней части характеристика холостого хода прямолинейна, поскольку при малых индукциях большая часть МДС ($W I_b$) затрачивается на преодоление магнитным потоком воздушного зазора между статором и ротором, а для воздуха зависимость $\Phi = f(I_b)$ линейная. Стальные же участки магнитопровода при малых индукциях не представляют существенного сопротивления магнитному потоку.

При дальнейшем увеличении МДС и потока сказывается магнитное насыщение стали, вследствие чего магнитное сопротивление стальных участков начинает быстро возрастать и для их преодоления потоком требуется значительно большая часть МДС. Поэтому характеристика начинает наклоняться в сторону оси абсцисс и становится криволинейной.

При полном насыщении стали магнитопровода, которое наступает при очень больших МДС, характеристика холостого хода снова выпрямляется, но ее наклон к оси абсцисс значительно меньше, чем на начальном линейном участке.

Характеристика холостого хода определяет свойства магнитной цепи синхронного генератора. Она аналогична кривой намагничивания, которую рассматривали в теме магнитные цепи. т.е. она имеет восходящую и нисходящую ветви обусловленные наличием гистерезиса в сердечнике машины.

Рабочую точку А, соответствующую номинальному режиму работы генератора, выбирают обычно на перегибе («колене») характеристики холостого хода.

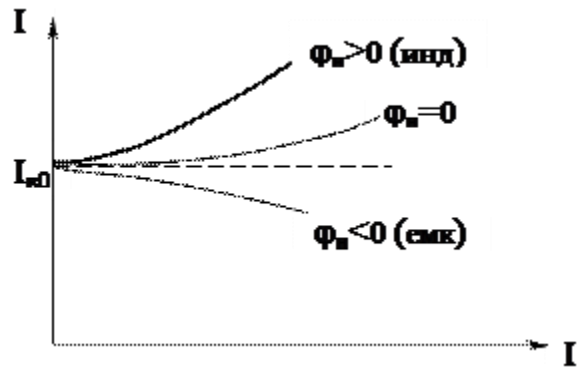
Внешняя характеристика показывает, как изменяется напряжение на генераторе при изменении тока нагрузки и постоянной частоте вращения, а также при неизменных коэффициенте мощности и токе возбуждения

$$U = f(I_n) \text{ при } I_b, n, \cos = \text{const}.$$

С увеличением нагрузки, подключенной к генератору, возрастает ток якоря I_a . Это приводит к увеличению падения напряжения в обмотке якоря. Тогда из основного уравнения генератора $U = E - I_a \cdot R_a$, следует, что напряжение на выходе генератора будет уменьшаться вследствие:

- изменения напряжения на обмотке якоря $I_a \cdot R_a$;
- изменения ЭДС E из-за реакции якоря, зависящей от характера нагрузки.

При подключении различной по характеру нагрузки (R, L, C) внешняя характеристика различна. Это обуславливается влиянием тока якоря на магнитное поле генератора. Используя закон электромагнитной индукции и известные фазовые соотношения (ток на индуктивности отстает

**Рис.11**

Различный характер кривых обусловлен опять фазовыми соотношениями в цепях с разной нагрузкой, как и во внешней характеристике.

от напряжения на угол 90° , а на емкости опережает напряжение на такой же угол) можно увидеть, что при подключении емкости ток нагрузки (якоря) подмагничивает генератор (благодаря продольно – намагничивающей реакции якоря).

При индуктивной нагрузке, ток якоря наиболее сильно размагничивает генератор (сильно сказывается влияние продольно – размагничивающей реакции якоря).

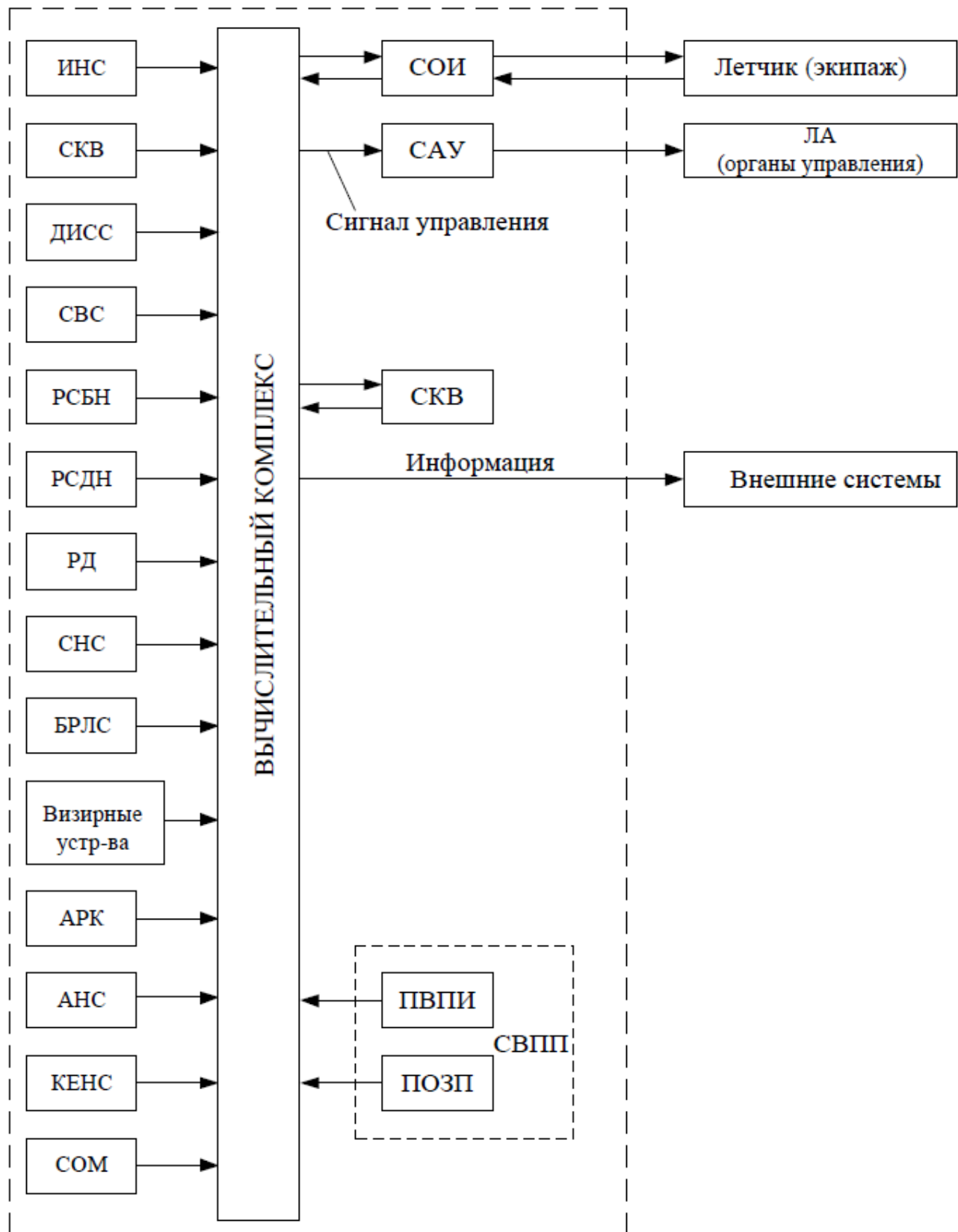
Регулировочная характеристика показывает, как следует изменять ток возбуждения синхронного генератора при изменении тока нагрузки, чтобы поддерживать неизменным напряжение $I_e = f(I)$ при $U, n, \cos = \text{const}$.

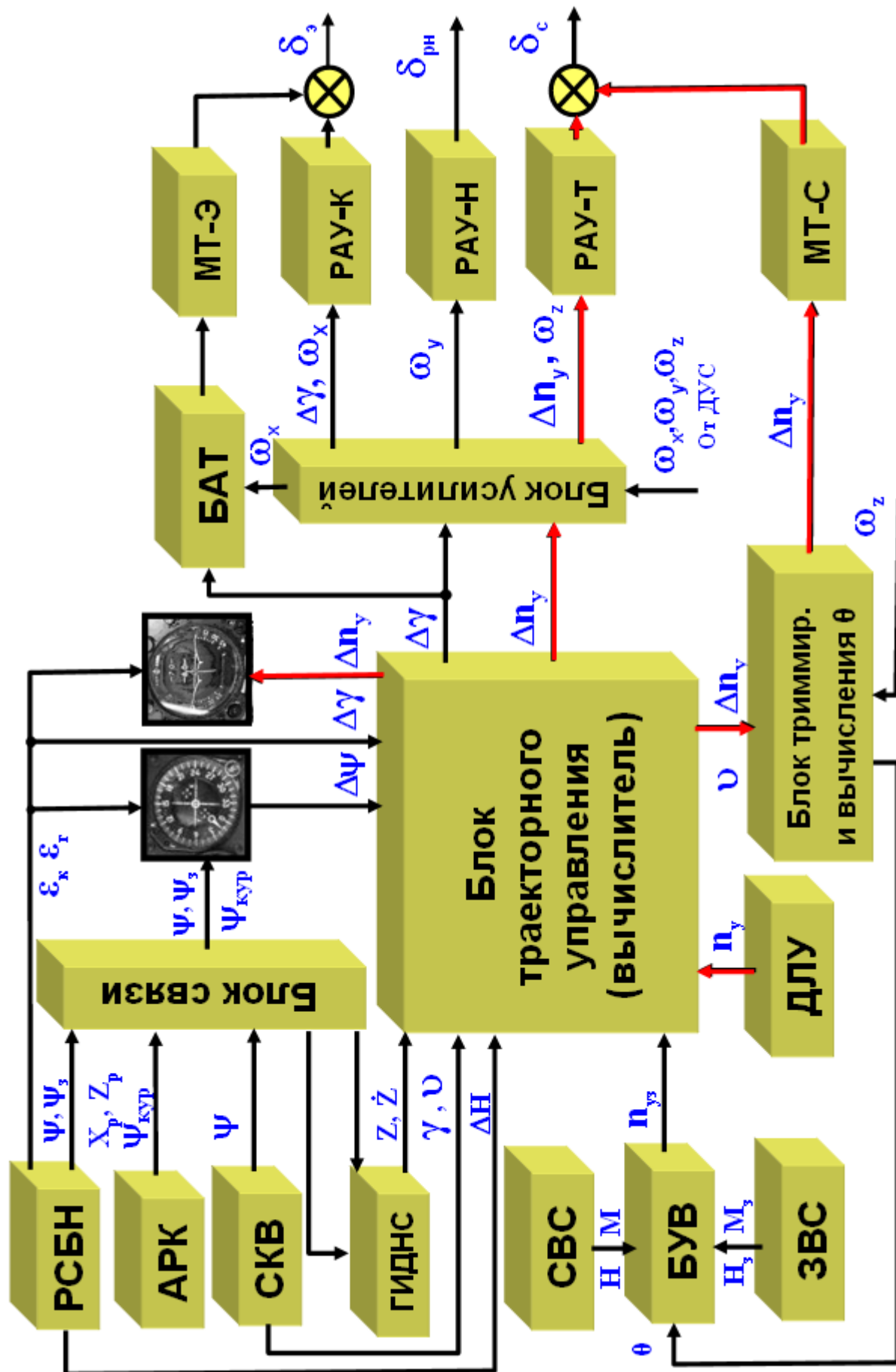
Для поддержания напряжения неизменным при активной и тем более активно-индуктивной нагрузке, когда сильно сказывается продольно-размагничивающая реакция якоря, ток возбуждения нужно увеличивать, а при активно-емкостной нагрузке – уменьшать.

Тема III Пилотажно-навигационные приборы и системы

Пилотажно-навигационные приборы и системы используются для пилотирования в ручном режиме, а также как датчики первичной информации для автопилотов (САУ)

3.1. Структура пилотажно-навигационного комплекса





ПНК в своем составе объединяет два комплекса:

- навигационный (НК);
- пилотажный (ПК).

Датчики навигационной информации условно делятся на 2 группы:

- датчики навигационных параметров положения - предназначены для определения координат местонахождения ЛА относительно опорных линий, навигационных точек или положения объектов относительно самолета;
- датчики навигационных параметров движения – измеряющие параметры вектора скорости и его составляющие: путевую скорость, вертикальную, направление полета.

Датчики пилотажной информации:

- измеряют параметры полета, которые характеризуют угловое движение ЛА: углы крена, тангажа, рыскания и их угловые скорости;
- датчики, характеризующие положение ЛА относительно набегающего потока: углы атаки и скольжения, воздушная скорость, число М.

Датчики и системы ПНК:

- ИНС - инерциальная навигационная система;
- ИВК - инерциальная курсовертикаль;
- СКВ - система курса и вертикали;
- ДИСС - доплеровский измеритель скорости и угла сноса;
- ИК ВСП - информационный комплекс высотно-скоростных параметров;
- СВС - система воздушных сигналов.

Наиболее информативной в данной группе датчиков и систем есть ИНС, которая позволяет автономно определять составляющие ускорения и скорости полета ЛА, гироскопический или ортодромический курс, углы крена, тангажа и может быть получена информация о положении ЛА в пространстве.

Если на ЛА ИНС отсутствует, то основными датчиками углового положения ЛА являются отдельные гироскопические датчики:

- датчик тангажа и крена АГД (авиагоризонт дистанционный, ЦГВ или МГВ);
- датчики курса ГПК, ГИК (гироиндукционный комплекс, курсовые системы);
- инерциальные системы курсовертикали.

На базе ДИСС реализуется инерциально-доплеровский режим счисления пути.

Радионавигационные системы и датчики определяют положение ЛА относительно навигационных точек, ориентиров, базовых линий, показывая положения объектов относительно самолета относятся:

- РСБН радиотехнические системы ближней навигации, позволяют определить на борту ЛА его полярные координаты:
 - азимут (истинный пеленг ЛА);
 - дальность относительно наземного маяка, координаты которого заранее известны.
- РСДН радиотехнические системы дальней навигации, позволяют определить на борту ЛА его гиперболические координаты (в виде временных задержек принимаемых сигналов или разницы фаз относительно наземных станций с известными координатами). Эти данные в БЦВМ преобразуются в систему координат, в которой задана программа полета.
- РК, СНС дальномеры;
- БРЛС бортовые радиотехнические станции;
- АРК автоматический радиокомплекс;
- АНС астрономические навигационные системы;
- КЕНС корреляционно-экстремальные навигационные системы;
- СО, СОМ самолетные ответчики СО или СОМ – международный СО в автоматическом

режиме передают наземным радиолокационным станциям службы управления воздушным движением информацию о номере самолета, высоту полета, запас топлива и др. параметры.

визирные устройства, обеспечивают визуальный контакт и сопровождение объекта (цели)

СВПП система ввода программы полета для занесения в память ПНК параметров, которые характеризуют заданную траекторию полета. Программы вводят при помощи устройств ввода и индикации (пульт ввода полетной информации - ПВПИ), а также при помощи пульта оперативной замены программы полета (ПОЗП).

КЕНС и ИНС это наиболее современные системы. Эти системы обеспечивают экипаж информацией о координатах местоположения самолета, о направлении и скорости его движения в любой точке земного шара, на любых высотах и скоростях. При этом КЕНС требует предварительного картографирования физического поля Земли в районе полета ЛА и запоминание этих данных.

Объединяющим звеном всех средств, что входят в состав ПНК, является навигационный вычислитель (БЦВМ).

Для индикации навигационных параметров служит система визуализации или отображения индикации (СВИ), включающая пилотажно-навигационные приборы, индикатор навигационной обстановки, табло навигационной сигнализации, картографические планшеты. На основании этой информации летчик осуществляет управление полетом в директорном режиме.

Таблица - Пилотажно-навигационные параметры и средства их измерения

Группы параметров	Измеряемый параметр	Приборы и датчики	Информационные системы
Параметры движения центра масс	Координаты местоположения	—	РСБН/РСДН. Астроориентатор. ГИНС, БИНС. СНС
	Высота полета	Высотомер	СВС, БИНС.
	Вертикальная скорость	Вариометр	СВС, БИНС.
	Путевая скорость	—	Доплеровский измеритель, ГИНС, БИНС, СНС
	Воздушная скорость	Указатель истинной, воздушной, приборной скорости и числа Маха	СВС
	Вертикальная скорость	Высотомер	СВС. ГИНС. БИНС
Параметры движения относительно центра масс	Курс	Авиационный компас (магнитный), гирокомпас, астрокомпас	Курсовая система, курсовертикаль (ГИКВ, БИКВ), ГИНС, БИНС
	Крен, тангаж	Авиагоризонт	Гировертикаль, курсовертикаль. ГИНС, БИНС
	Углы атаки и скольжения	Указатель поворота и скольжения, датчик угла атаки	—
	Угловые скорости	Датчик угловой скорости	БИНС
Параметры относительного движения по траектории	Курсовой угол, дальность, отклонение от заданной линии движения	Радиополукомпас, автоматический радиоконпас, дальномер	Радиолокатор, радиотехнические курсоглис- садные средства посадки, радиотехнические средства межсамолетной навигации
Временные	Время, Полетное время	Часы (хронометр)	Бортовая система хранения времени

АВИАЦИОННЫЕ БОРТОВЫЕ ПРИБОРЫ

Авиационные бортовые приборы - приборное оборудование, помогающее летчику вести самолет. В зависимости от назначения авиационные бортовые приборы делятся на:

- пилотажно-навигационные,
- приборы контроля работы авиадвигателей и сигнализационные устройства.

Навигационные системы и автоматы освобождают пилота от необходимости непрерывно следить за показаниями приборов.

В группу пилотажно-навигационных приборов входят:

- авиагоризонты,
- компасы
- и указатели положений самолета
- указатели скорости, воздушной скорости, вертикальной скорости
- высотомеры,
- вариометры.

К приборам, контролирующим работу авиадвигателей, относятся тахометры, манометры, термометры, топливомеры и т.п.

В современных бортовых приборах все больше информации выносится на общий комбинированный (многофункциональный) индикатор, который дает возможность пилоту одним взглядом охватывать все объединенные в нем индикаторы. (первые – на ЭЛТ, затем ЖКИ).

Проекционный тип комбинированной индикации дает пилоту возможность проецировать показания приборов на лобовое стекло самолета, тем самым совмещая их с панорамой внешнего вида (система индикации на лобовом стекле - СИЛС).

НАВИГАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ И АВТОМАТЫ

На самолетах устанавливаются различные навигационные автоматы и системы, помогающие пилоту вести самолет по заданному маршруту и выполнять предпосадочное маневрирование. Некоторые такие системы полностью автономны; другие требуют радиосвязи с наземными средствами навигации.

Электронные навигационные системы. Существует ряд различных электронных систем воздушной навигации.

Всенаправленные радиомаяки - это наземные радиопередатчики с радиусом действия до 150 км. Они обычно определяют воздушные трассы, обеспечивают наведение при заходе на посадку и служат ориентирами при заходе на посадку по приборам. Направление на всенаправленный радиомаяк определяет автоматический бортовой радиопеленгатор, выходная информация которого отображается стрелкой указателя пеленга. Основным международным средством радионавигации являются всенаправленные азимутальные радиомаяки УКВ-диапазона VOR; их радиус действия достигает 250 км. Такие радиомаяки используются для определения воздушной трассы и для предпосадочного маневрирования. Информация VOR отображается на ПНП и на индикаторах с вращающейся стрелкой.

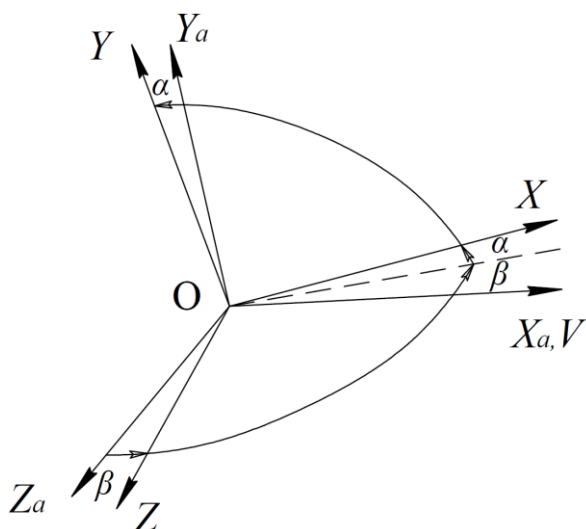
Дальномерное оборудование (DME) определяет дальность прямой видимости в пределах около 370 км от наземного радиомаяка. Информация представляется в цифровой форме. Для совместной работы с маяками VOR вместо ответчика DME обычно устанавливают наземное оборудование системы TACAN. Составная система VORTAC обеспечивает возможность определения азимута с помощью всенаправленного маяка VOR и дальности с помощью дальномерного канала TACAN.

Система посадки по приборам - это система радиомаяков, обеспечивающая точное наведение самолета при окончательном заходе на посадочную полосу. Курсовые посадочные

радиомаяки (радиус действия около 2 км) выводят самолет на среднюю линию посадочной полосы; глиссадные радиомаяки дают радиолуч, направленный под углом около $3В^\circ$ к посадочной полосе. Посадочный курс и угол глиссады представляются на командном авиагоризонте и ПНП. Индексы, расположенные сбоку и внизу на командном авиагоризонте, показывают отклонения от угла глиссады и средней линии посадочной полосы. Система управления полетом представляет информацию системы посадки по приборам посредством перекрестья на командном авиагоризонте. СВЧ-система обеспечения посадки - это точная система наведения при посадке, имеющая радиус действия не менее 37 км. Она может обеспечивать заход по ломаной траектории, по прямоугольной "коробочке" или по прямой (с курса), а также с увеличенным углом глиссады, заданным пилотом. Информация представляется так же, как и для системы посадки по приборам.

См. также Аэропорт; Воздушным Движением Управление. "Омега" и "Лоран" - радионавигационные системы, которые, используя сеть наземных радиомаяков, обеспечивают глобальную рабочую зону. Обе системы допускают полеты по любому маршруту, выбранному пилотом. "Лоран" применяется также при заходе на посадку без использования средств точного захода. Командный авиагоризонт, ПНП и другие приборы показывают местоположение самолета, маршрут и путевую скорость, а также курс, расстояние и расчетное время прибытия для выбранных путевых точек.

Инерциальные системы. Инерциальная навигационная система и инерциальная система отсчета являются полностью автономными. Но обе системы могут использовать внешние средства навигации для коррекции местоположения. Первая из них определяет и регистрирует изменения направления и скорости с помощью гироскопов и акселерометров. С момента взлета самолета датчики реагируют на его движения, и их сигналы преобразуются в информацию о местоположении. Во второй вместо механических гироскопов используются кольцевые лазерные. Кольцевой лазерный гироскоп представляет собой треугольный кольцевой лазерный резонатор с лазерным лучом, разделенным на два луча, которые распространяются по замкнутой траектории в противоположных направлениях. Угловое смещение приводит к возникновению разности их частот, которая измеряется и регистрируется. (Система реагирует на изменения ускорения силы тяжести и на вращение Земли.) Навигационные данные поступают на ПНП, а данные положения в пространстве - на командный авиагоризонт. Кроме того, данные передаются на систему FMS (см. ниже). См. также Гироскоп; Инерциальная Навигация. Система обработки и индикации пилотажных данных (FMS). Система FMS обеспечивает непрерывное представление траектории полета. Она вычисляет воздушные скорости, высоту, точки подъема и снижения, соответствующие наиболее экономному потреблению топлива. При этом система использует планы полета, хранящиеся в ее памяти, но позволяет также пилоту изменять их и вводить новые посредством компьютерного дисплея (FMC/CDU). Система FMS вырабатывает и выводит на дисплей летные, навигационные и режимные данные; она выдает также команды для автопилота и командного пилотажного прибора. В дополнение ко всему она обеспечивает непрерывную автоматическую навигацию с момента взлета до момента приземления. Данные системы FMS представляются на ПНП, командном авиагоризонте и компьютерном дисплее FMC/CDU.



Скоростная система координат движения самолета

Угол α между проекцией вектора истинной воздушной скорости на плоскость симметрии самолета XOY и связанной осью OX называется углом атаки.

Угол β между вектором истинной воздушной скорости и плоскостью симметрии самолета XOY называется углом скольжения.

Кроме того, используются такие скорости полета, как индикаторная (приборная), путевая и вертикальная.

Индикаторная V_i – это истинная воздушная скорость, приведенная к нормальной плотности воздуха.

Путевая V_p – это горизонтальная составляющая скорости самолета относительно земли. При наличии ветра путевая скорость равна геометрической сумме горизонтальных составляющих истинной воздушной скорости и скорости ветра.

Вертикальная скорость – это вертикальная составляющая скорости движения самолета относительно земли.

Полет самолета обычно представляют как сложное движение твердого тела в пространстве. С целью упрощения сложное движение разделяют на поступательное движение центра масс и угловое движение относительно центра масс.

К параметрам поступательного движения центра масс самолета относятся: скорость полета, его курс, углы относительно вектора скорости (угол атаки и скольжения) и линейные ускорения вдоль траектории.

Самолет под действием тяги двигателей перемещается относительно воздушной среды со скоростью $\vec{V}_{ист}$. Эта скорость называется истинной воздушной скоростью полета. Совместно с воздушной средой самолет перемещается со скоростью \vec{U} . Эта скорость называется скоростью ветра. Таким образом, движение центра масс происходит в направлении результирующего вектора \vec{W}_p . Скорости $\vec{V}_{ист}$, \vec{U} и \vec{W}_p определяют так называемый навигационный треугольник скоростей.

Проекция вектора \vec{W}_p на плоскость земной поверхности называется путевой скоростью W , т.е. скоростью перемещения самолета относительно Земли. Вертикальная составляющая вектора \vec{W}_p называется вертикальной скоростью и обозначается \vec{V}_Y . Угол между вектором путевой скорости и горизонтальной проекцией истинной воздушной скорости является углом сноса самолета $\beta_{сн}$. В целях наглядности связи перечисленных скоростей зарисуем схему их взаимосвязи или измерения скоростей полета (рис. 14.2).

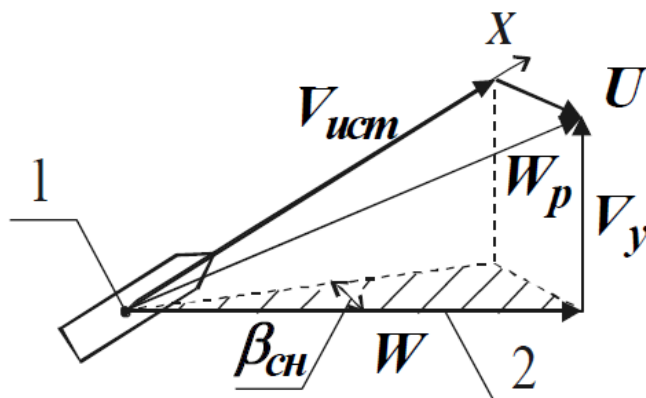


Схема измерения скоростей полета

1 – центр масс;

2 – плоскость горизонта.

Существует еще понятие приборной скорости. Приборная скорость – это истинная воздушная скорость, измеренная без учета изменения температуры и плотности воздуха на данной высоте полета. Измерение приборной скорости играет важнейшую роль при пилотировании самолета. Все рекомендации летному составу выдаются в величинах приборной скорости независимо от высоты.

Индикаторная скорость V_i измеряется с учетом инструментальных и аэродинамических погрешностей приборов и поправок на сжимаемость воздуха.

Измерение истинной воздушной, приборной (индикаторной) и вертикальной скоростей осуществляется с помощью анероидно-манометрических приборов. Путевая скорость измеряется радиотехническими средствами или вычисляется построением навигационного треугольника скоростей по навигационной линейке.

Пилотажно–навигационные параметры		
Наименование параметра	Обозначение	Применяемый измеритель
Углы:		
- рыскания	$\Delta\psi$	Гирополукомпас, курсовая система
- тангажа	ν	Авиагоризонт, гировертикаль
- крена	γ	Авиагоризонт, гировертикаль
- курса	$\psi, \psi_M, \psi_K, \psi_0$	Гироиндукционный компас, курсовая система
Истинная воздушная скорость	V	Измеритель скорости, система воздушных сигналов
Индикаторная скорость	V_u	Измеритель скорости, система воздушных сигналов
Число Маха	M	Система воздушных сигналов
Путевая скорость	V_n	Доплеровский измеритель скорости и угла сноса
Высота полета	$H, H_{ист}, H_{отн}$	Корректор задатчик высоты, система воздушных сигналов
Боковое отклонение	Z	Автоматическое навигационное устройство, навигационное
Пройденное расстояние	L	вычислительное устройство
Вертикальная скорость	V_v	Вариометр, дифференцирующее устройство
Угол атаки	α	Датчик угла атаки
скольжения	β	Датчик угла скольжения
Угловая скорость	ω	Датчик угловой скорости
Угловое ускорение	$\dot{\omega}$	Дифференцирующее устройство
Линейное ускорение	j	Датчик линейных ускорений
Угол сноса	β_c	Доплеровский измеритель скорости и угла сноса
Перегрузка	n_n	Датчик перегрузок

Параметры режимов работы силовых установок		
Частота вращения	n	Измеритель частоты вращения (тахометр)
Температура в двигателе:		Термометры
- перед турбиной	T_3	
- за турбиной	T_4	
- масла	T_M	
- воздуха	T_B	
Давление в двигателе:		Манометры
- топлива	P_T	
- масла	P_M	
- за компрессором	P_K	
- в воздухозаборнике	P_{BP}	
Перепад давления на турбине	ε_T	Дифманометр
Расход топлива:		Расходомеры
- основного	G_T	
- форсажного	G_Φ	
Количество топлива в баках:		Топливомеры
- объемное	V_T	
- весовое	Q_T	
Крутящий момент	M_{KP}	Манометр
Тяга двигателя	P_T	Измеритель тяги
Амплитуда вибрации	a_B	Аппаратура для измерения параметров вибрации
Частота вибрации	f_B	

Параметры окружающей среды		
Параметры атмосферы:		
- плотность	ρ	Плотномеры
- относительная плотность	Δn	
- температура	T	Термометр
- давление	P	Манометр (барометр)
- влажность	χ	Гигрометр
- скорость ветра	W	Измеритель скорости

3.2. Гироскопические пилотажно-навигационные приборы

К группе гироскопических пилотажно-навигационных приборов входят:

авиагоризонт, гировертикаль
 компас (гирополукомпас, курсовая система)
 датчик угловой скорости
 указатель разворота и скольжения – (Браславский)

Все многообразие гироскопических приборов (ГП) по принципу использования может быть разделено на 2 группы:

1. Визуальные гиросприборы.
2. Чувствительные ГП или гиродатчики.

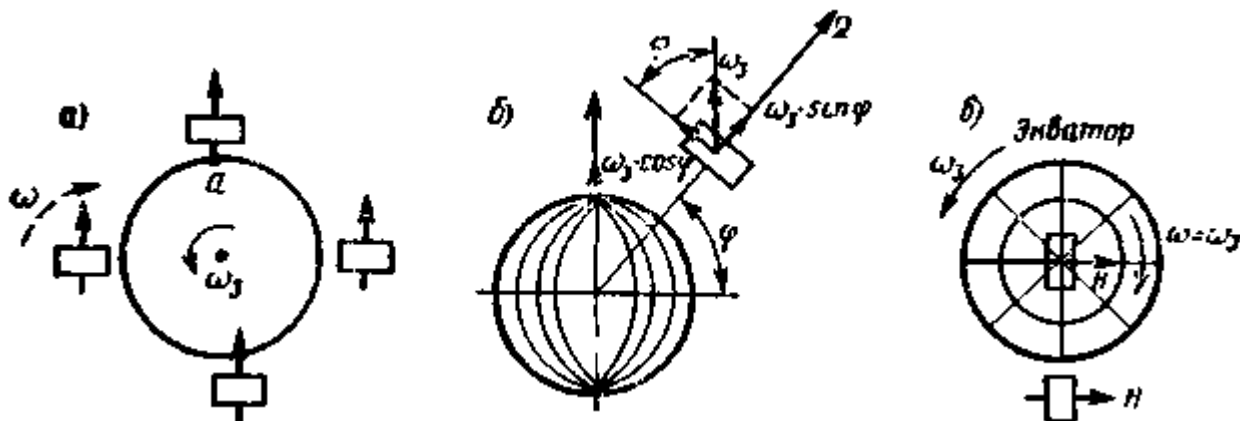
Авиагоризонт и гировертикаль

Устройство, с помощью которого маятник действует на гироскоп и приводит его ось вращения (апекс) к истинной вертикали места, называется системой маятниковой коррекции. Гироскоп с такой коррекцией называют гировертикалью. Гировертикаль, имеющая визуальную индикацию углов крена и тангажа, называется авиагоризонтом.

Авиагоризонт предназначен для определения и индикации положения ЛА в пространстве относительно истинной вертикали места, т.е. относительно плоскости истинного горизонта по углам крена и тангажа, что необходимо для пространственной ориентации в процессе пилотирования при сложных пространственных маневрах или полете в условиях ограниченной видимости. В первых конструкциях авиагоризонтов индикатор положения ЛА – силуэт самолета, размещался в одном корпусе с гиродатчиком и имел с ним механическую связь. В результате совершенствования конструкции и выполнения требований по оснащению ЛА автоматизированными системами на оси рам карданова подвеса были установлены датчики съема сигнала по углам поворота. Они выдают электрические сигналы, пропорциональные углам крена и тангажа, которые можно использовать в качестве входных сигналов АП, а также для управления индикатором положения ЛА на отдельных приборах - указателях горизонта для левого и правого пилота.

На самолете авиагоризонт (гировертикаль) располагается таким образом, что ось внешней рамки карданного подвеса параллельна продольной оси самолета, а ось внутренней рамки — поперечной оси самолета.

Такое расположение осей карданного подвеса на самолете обеспечивает независимость устойчивости гироскопа от углов крена и показания истинных углов крена и тангажа.



Влияние вращения земли и скорости полёта на видимое положение ротора гироскопа: а – ось ротора гироскопа в начальный момент установлена вертикально на экваторе; б – ось гироскопа в начальный момент установлена на широте; в – ось ротора гироскопа в начальный момент установлена горизонтально на полюсе Земли. Из рисунка видно, что горизонтальная составляющая вращения Земли вызывает кажущийся уход оси ротора гироскопа от заданного

направления. В общем случае ось ротора гироскопа непрерывно изменяет своё положение относительно связанных с Землёй координат. Поэтому при использовании свободного гироскопа для определения угловых положений и курса самолёта необходимо осуществлять непрерывную коррекцию, компенсирующую уход оси ротора гироскопа.

В качестве измерительного устройства, корректирующего кажущийся уход гировертикали, применяется жидкостный маятник.

При отсутствии ускорений с помощью маятника главная ось гироскопа выставляется вертикально. В те моменты, когда на маятник действуют ускорения, его отключают и гироскоп работает в режиме «памяти».

В гировертикали используется электролитический маятник (рис. 5), представляющий собой плоскую медную чашу 3, заполненную токопроводящей жидкостью 1 с большим удельным электрическим сопротивлением. Жидкости в чаше столько, что остается место для воздушного пузырька 2. Чаша закрыта крышкой из изоляционного материала, в которую вмонтировано четыре контакта 4, 5, 6, 7, пятым контактом является сама чаша.

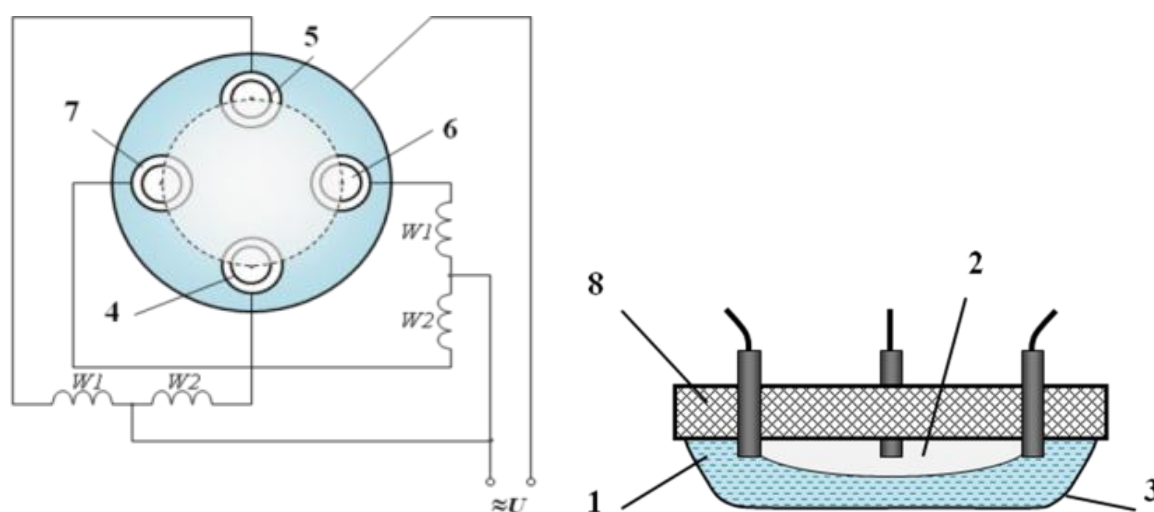


Рис. 5. Электролитический маятник: 1—токопроводящая жидкость (электролит); 2—воздушный пузырек; 3—медная чаша; 4, 5, 6, 7—контакты; 8 — изоляционная крышка

При отклонении оси ротора от вертикали пузырек воздуха перемещается (например, на угол γ) и электрические сопротивления между корпусом сосуда и противоположными электродами станут различными. Это вызовет появление коррекционного момента, под действием которого гироскоп прецессирует к вертикали.

Связав маятник с внутренней рамой карданова подвеса, и расположив по осям подвеса коррекционные двигатели, получаем гировертикаль с электромеханической маятниковой коррекцией (рис. 7).

Устройство, с помощью которого маятник действует на гироскоп, называется системой маятниковой коррекции. Гироскоп с такой коррекцией называют гировертикалью.

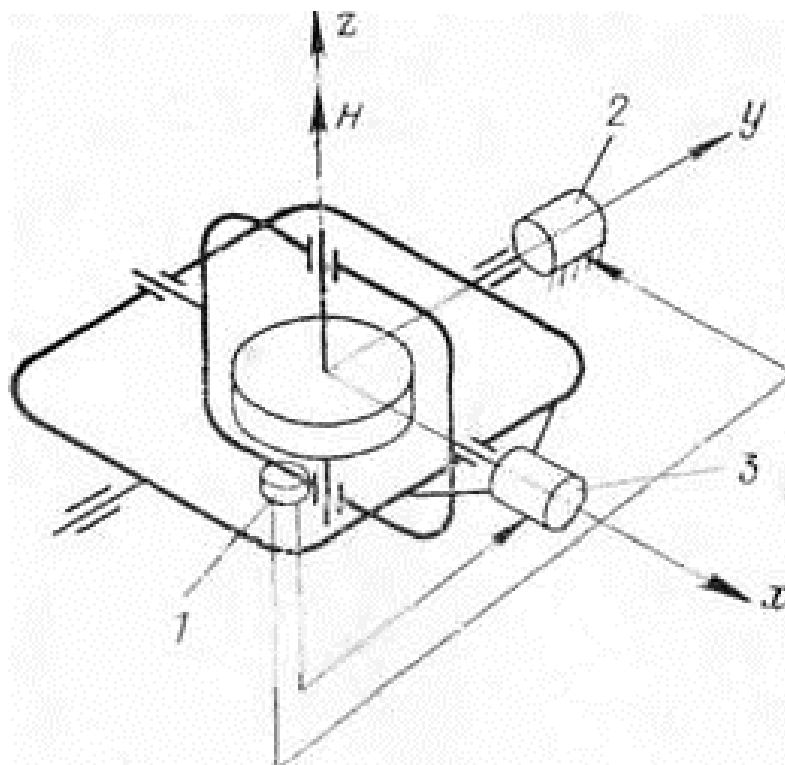


Рис. 7. Гировертикаль с маятниковой коррекцией: 1—электролитический маятник; 2, 3—коррекционные двигатели

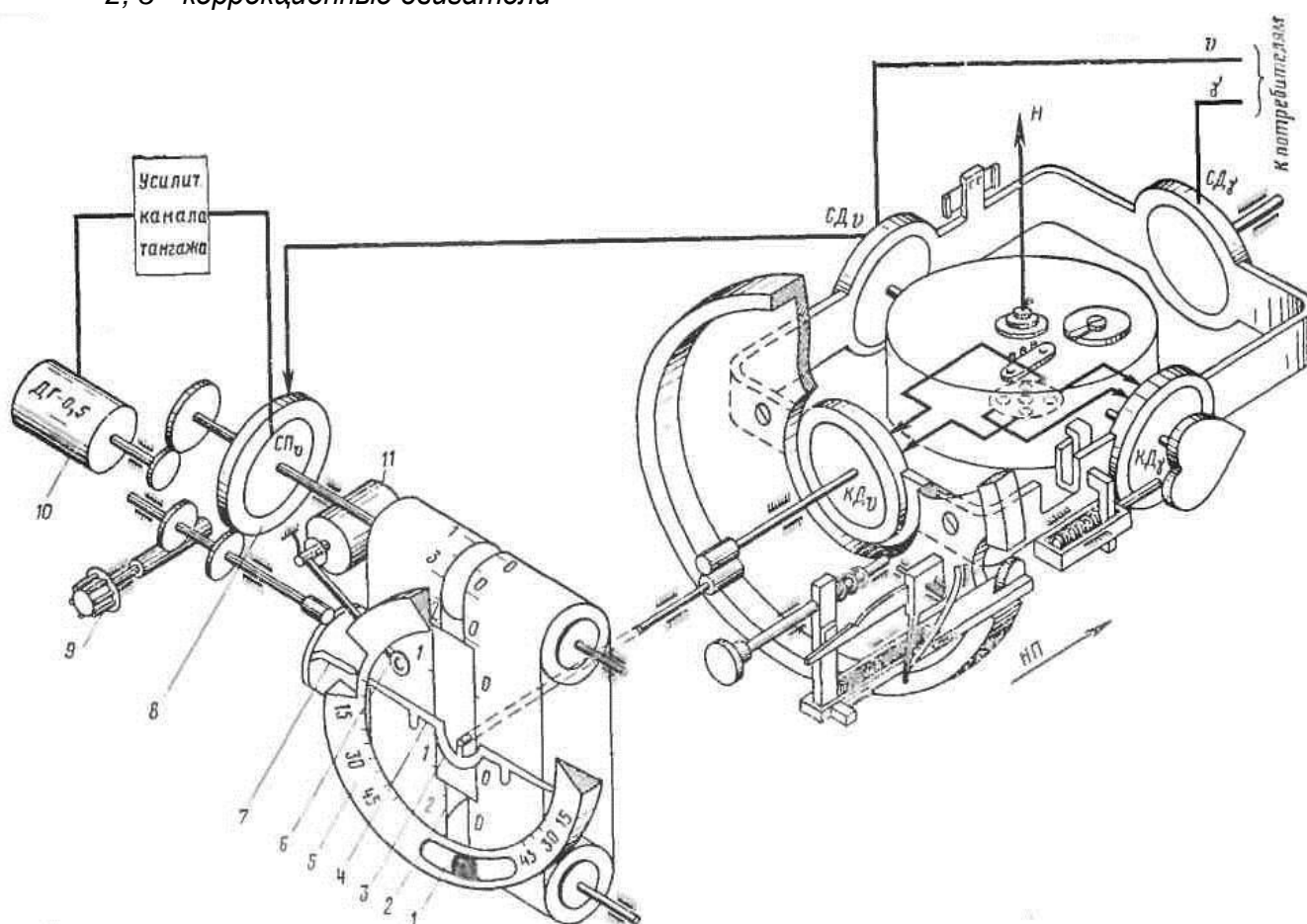


Рис. 11. Принципиальная электрокинематическая схема авиагоризонта АГБ-3;

1 — указатель скольжения; 2 — шкала тангажа; 3 — шпилька; 4 — силуэт самолета; 5 — шкала крена; 6 — флажок сигнализатора отказа питания; 7 — индекс; 8 — дифференциальные сельсин-приёмники; 9 — кремальера; 10 — двигатель отработки

Авиагоризонт АГБ-3 состоит из следующих основных элементов: гиروزла; системы коррекции для удержания оси ротора гироскопа в вертикальном положении; следящей системы передачи угла тангажа на указатель, которая дает возможность получить естественную индикацию по тангажу; упоров, предотвращающих совмещение оси внешней рамки с осью ротора гироскопа при выполнении самолетом фигур высшего пилотажа; арретирующего устройства; следящей системы передачи углов крена на указатель, воспроизводящий правильные крены.

На самолете авиагоризонт располагается таким образом, что ось внешней рамки карданного подвеса параллельна продольной оси самолета, а ось внутренней рамки — поперечной оси самолета.

Такое расположение осей карданного подвеса на самолете обеспечивает независимость устойчивости гироскопа от углов крена и показания истинных углов крена и тангажа.

Крены самолета имитируются поворотом силуэта самолетика. По положению крыльев силуэта самолетика относительно линии искусственного горизонта определяется направление крена. Отсчет углов крена производится по шкале кренов, стрелкой является конец крыла силуэта самолетика.

Для того чтобы показания крена соответствовали действительному, силуэт-самолетик связан с осью карданной рамы через зубчатую передачу **с отношением 1:1**.

Углы тангажа определяются по положению конца шпильки силуэта самолетика относительно шкалы тангажа.

Для большей наглядности шкала тангажа выше линии искусственного горизонта окрашена в **голубой** цвет (небо), ниже — в **коричневый** цвет (земля).

При наборе самолетом высоты линия искусственного горизонта опускается ниже конца шпильки, при спуске — поднимается выше конца шпильки.

В левом верхнем углу на фоне шкалы тангажа при отключенном питании виден флажоксигнализатора отказа питания. При включенном питании флажок **убирается** из видимой зоны шкалы тангажа.

В правом верхнем углу передней панели прибора расположена кнопка арретира с надписью «нажать перед пуском».

В левом нижнем углу расположена кремальера **учёта угла атаки** при его изменении. С левой стороны лицевой части прибора выведен индекс механизма кремальеры.

Точность определения углов крена и тангажа $\pm 1^\circ$, рабочие углы крена 360° , тангажа $\pm 80^\circ$.

При совершении маневров с большими углами тангажа и полным переворотом ЛА в фигурах высшего пилотажа происходит совмещение осей внутренней и внешней рам карданова подвеса. Для отображения угловых положений высокоманевренных самолетов разработан авиагоризонт дистанционный АГД-1, в котором предусмотрена дополнительная следящая внешняя рама.

АГД-1 состоит из гиродатчика (гировертикали) и одного или двух указателей горизонта. Гиродатчик с указателем горизонта соединяется с помощью электрической дистанционной передачи. Для повышения точности измерения углов крена и тангажа гиродатчик располагают в центре масс ЛА. Указатель устанавливается на приборной доске летчика.

Кинематика гиродатчика АГД-1 и его ориентация на ЛА показаны на рис. 3.7. Гиromотор ГМ с вертикально расположенной в рабочем состоянии осью ротора с помощью цапф установлен в подшипниках, закрепленных в наружной раме НР. Наружная рама своими цапфами укреплена в подшипниках, установленных в следящей раме СР. Ось следящей рамы, закрепленная в подшипниках, установленных в корпусе прибора, параллельна продольной оси ЛА, а также оси внутренней рамы и несколько смещена относительно последней для удобства компоновки и балансировки гиروزла.

При кренах ЛА следящая рама вследствие трения в подшипниках, в которых она установлена, будет разворачиваться вместе с ЛА. При этом в результате давления следящей рамы

на цапфы наружной рамы последняя будет поворачиваться вокруг оси внутренней рамы, т. е. нарушится перпендикулярность между главной осью гироскопа и осью наружной рамы. Вместе с наружной рамой повернется жестко на ней укрепленный Ш-образный сердечник с обмотками индукционного датчика ИД; якорь же ИД, связанный с корпусом гиромотора (с осью внутренней рамы), не изменит своего углового положения. Таким образом с индукционного датчика через коммутатор фаз КФ на усилитель У поступит сигнал, пропорциональный угловому отклонению оси наружной рамы от перпендикуляра к оси ротора. С усилителя сигнал подается на двигатель ДСР отработки следящей рамы, под действием которого через редуктор следящая рама вместе с наружной рамой повернется в положение, когда ось последней станет перпендикулярной к главной оси гироскопа.

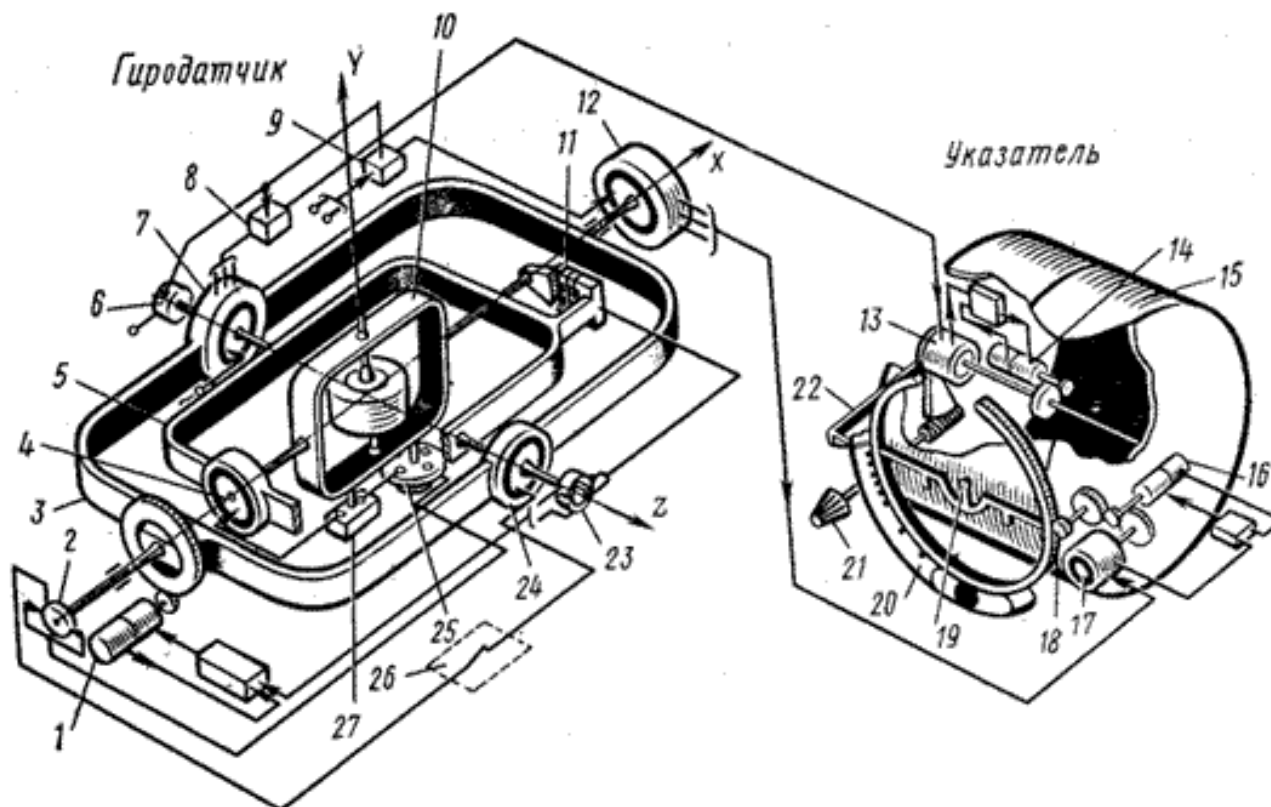


Рис. 3.7. Кинематика гиродатчика АГД-1 и его ориентация на ЛА

Поскольку суммарный момент инерции следящей рамы и гироскопа достаточно большой, то рассматриваемая следящая система имеет местную гибкую отрицательную обратную связь, обеспечивающую демпфирование колебаний указанных элементов относительно оси следящей рамы. С этой целью в качестве двигателя ДСР используется двигатель-генератор типа ДГ-1, с генератора которого на усилитель подается сигнал, пропорциональный угловой скорости вращения вала двигателя.

Основные технические характеристики АГД-1:

1. Кинетический момент гиromотора ГМА-4П Н, $\text{кг} \cdot \text{м}^2 \cdot \text{с}^{-1}$ -- 0,4
2. Частота вращения ротора n , об/мин -- 22000
3. Время готовности при температуре от +50 до -60 0С, мин -- не более 1,5
4. Диапазон правильного измерения углов крена и тангажа, град -- 360
5. Точность выдерживания вертикали, град -- не ниже 0,25

В цепь электродвигателя поперечной коррекции включены:

- контакты выключателя коррекции при разворотах ЛА, продолжающихся более 7-10 сек с угловой скоростью более 0,1—3 град/сек.
- контакты диска на оси следящей, выключающие коррекцию при достижении угла крена +10°.

В цепь выключателя продольной коррекции включен жидкостный выключатель отключающий электродвигатель продольной коррекции при продольном ускорении ЛА более 1,67

м/сек². В отличие от маятника имеет всего два контакта, размыкающихся воздушным пузырьком при продольных ускорениях.

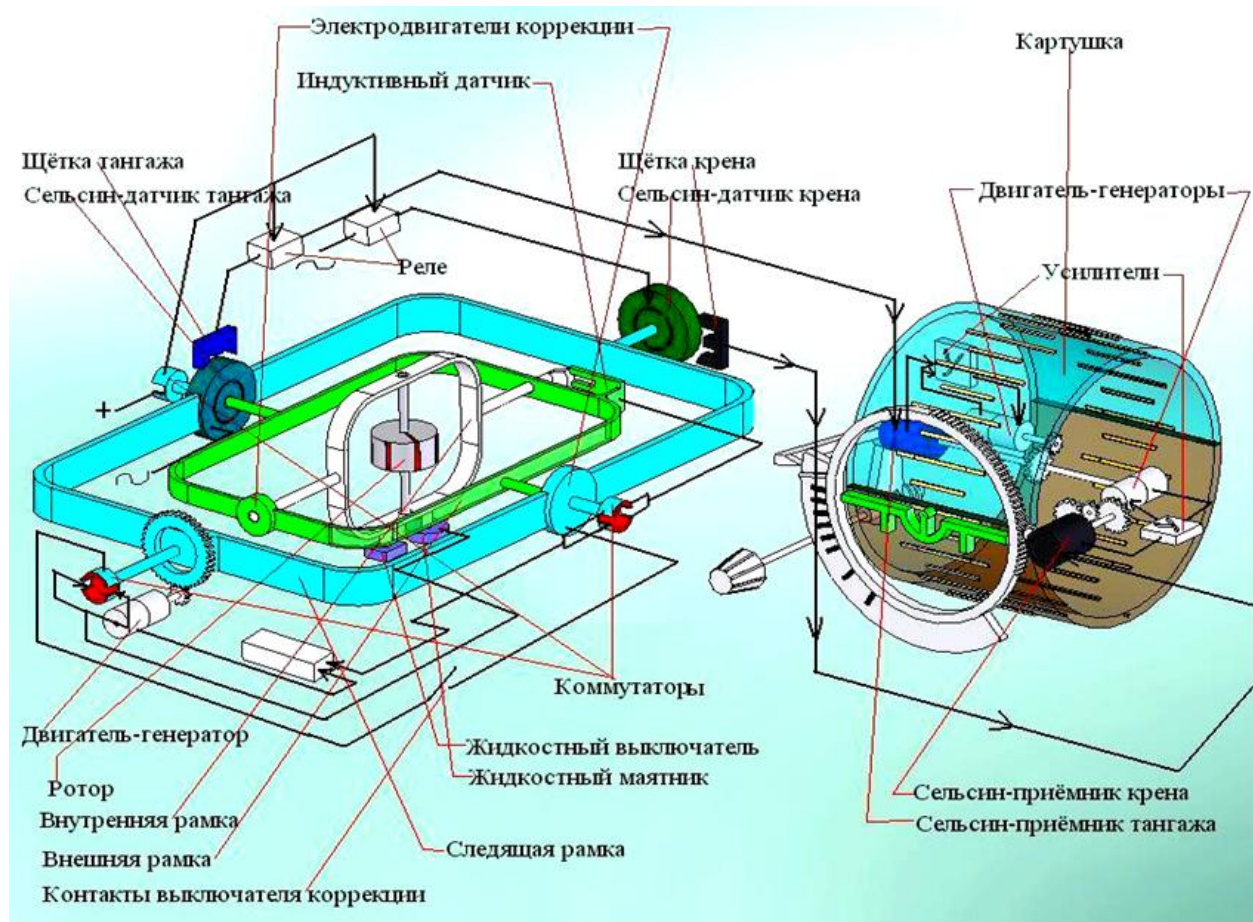
Сигнал тангажа выдается сельсином-датчиком на сельсин-приемник указателя, усиливается и поступает на двигатель-генератор картушки со шкалой тангажа указателя.

Сигнал крена выдается сельсином-датчиком на сельсин-приемник указателя, а затем на двигатель-генератор, вращающий шестерню указателя крена.

Кремальерой осуществляется совмещение линии горизонта картушки с нулевой отметкой на шкале указателя, если в горизонтальном полете произошло изменение угла атаки. При повороте кремальеры поворачиваются статор сельсина-приемника тангажа и треугольный индекс, указателя угла атаки самолета.

По шкале тангажа относительно него отсчитывается угол атаки.

Применяемые в АГД полупроводниковые усилители — однотипны. Два из них расположены в корпусе указателя, а один — в корпусе гироскопа.



Функциональная схема авиагоризонта дистанционного АГД-1

13.2.3. Малогабаритная гировертикаль (МГВ)

Малогабаритная гировертикаль используется на ЛА в качестве датчика крена и тангажа. В гировертикали используется принцип силовой гироскопической стабилизации, заключающийся в том, что вредные моменты по осям карданового подвеса платформы, стабилизируемой по отношению к Земле, компенсируются специальными разгрузочными двигателями, расположенными по этим осям. Разгрузочными двигателями управляют гироскопы, установленные на стабилизированной платформе.

В МГВ (рис. 5.7) имеются два гироскопа с роторами 4 и 12, оси прецессии которых x_1 и y_2 перпендикулярны друг другу. В рабочем положении ось x_1 параллельна оси X внутренней рамы карданового подвеса и поперечной оси самолета, а ось y_2 параллельна оси внешней рамы Y

карданового подвеса и продольной оси самолета.

Гиродвигатели вращаются в противоположные стороны, что приводит к компенсации их реактивных моментов при разгоне. Гироскопы установлены на платформе 5, являющейся внутренней рамой карданового подвеса, которая заключена во внешней раме 7. Ось рамы 7 закреплена в подшипниках корпуса и параллельна продольной оси самолета. Вместе с осями кардановой рамы гироскопы 4 и 12 являются трехстепенными.

Приведение оси Z платформы в вертикальное положение осуществляется системой маятниковой коррекции, причем сначала с помощью грубых механических маятников, а потом с помощью двух электролитических маятников 9. Начальная выставка осуществляется как при помощи гироскопических моментов, возникающих при действии двигателей 6 и 11, так и при помощи стабилизирующих двигателей 1 и 10, управляемых датчиками угла 3 и 13.

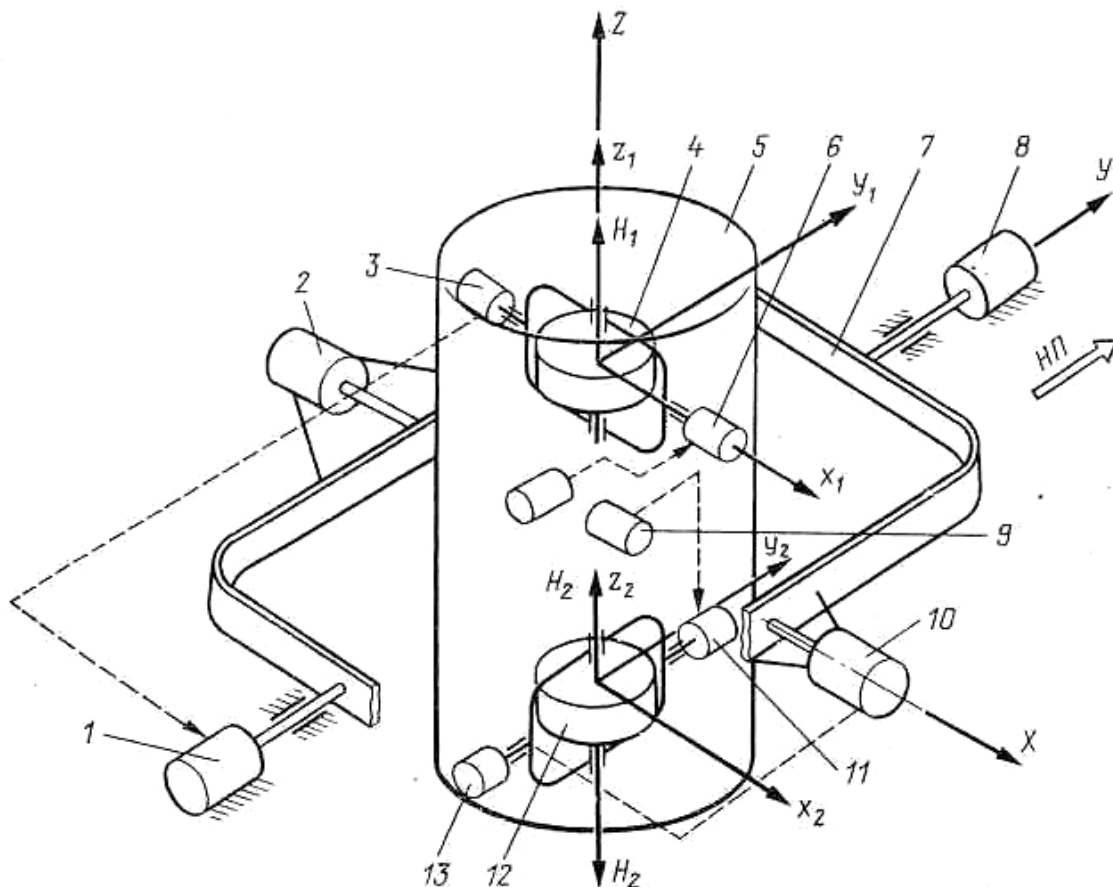


Рис. 5.7. Упрощенная кинематическая схема МГВ

При возникновении внешних моментов по осям карданового подвеса, например, по оси Y , у гироскопа 4 возникает прецессия, и сигнал с датчика угла 3 поступает на стабилизирующий двигатель 1, который уравнивает внешний момент по оси Y . При этом ось Z платформы остается в прежнем положении, а главная ось гироскопа 4 изменит свое положение. Аналогичным образом работает компенсация внешних моментов по оси X внутренней рамы карданового подвеса, в процессе стабилизации участвуют гироскоп H_2 , датчик угла 13 и стабилизирующий двигатель 10. Таким образом, осуществляется двухосная силовая гироскопическая стабилизация платформы в вертикальном положении по осям X и Y карданового подвеса.

При отклонении самолета от плоскости горизонта электрические сигналы, пропорциональные этому отклонению, по крену снимаются с датчика угла 8, а по тангажу с датчика угла 2.

Погрешность в выдерживании вертикали с включенной коррекцией на неподвижном основании составляет $\pm 5'$, на подвижном $\pm 15'$.

3.13 Выключатели коррекции

Выключатели коррекции предназначены для размыкания электрических цепей систем коррекции различных giroприборов при достижении самолетом заданной скорости разворота или виража. При разворотах на чувствительные элементы коррекционных устройств действуют центробежные силы, в результате чего возникает уход главной оси гироскопа от ложной коррекции. Но при малых скоростях не требуется отключение коррекции, т.к. при длительных разворотах может быть больший уход оси гироскопа, чем погрешности от коррекции. Это накладывает ограничения на нижний предел угловой скорости, при которой следует отключать коррекцию.

Выключатели коррекции представляют собой гироскопический датчик угловой скорости, снабженный пороговым устройством, устройством задержки времени и исполнительным устройством.

Типовая структурная схема выключателя коррекции изображена на рисунок 5.23.

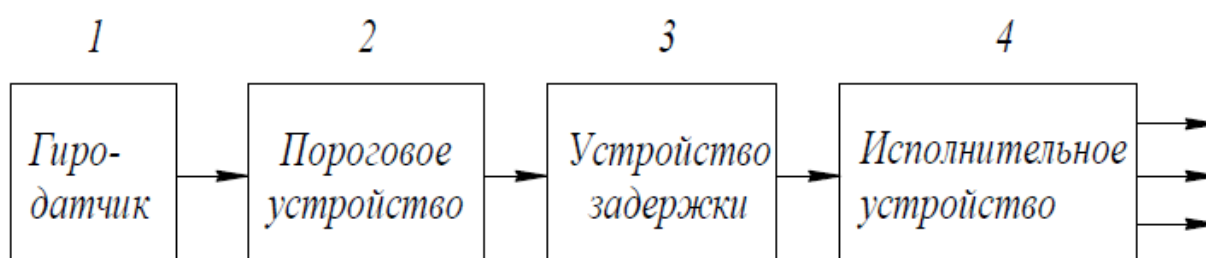


Рисунок 5.23 – Структурная схема выключателя коррекции

Гиродатчик выдает сигнал угловой скорости на пороговое устройство, которое выдает сигнал отключения коррекции при достижении расчетной угловой скорости самолета. Устройство задержки времени обеспечивает задержку отключения коррекции при появлении кратковременных угловых скоростей, превышающих заданный порог. Исполнительным устройством является реле, через контакты которого коммутируются электрические цепи систем коррекции, которые размыкаются при отключении коррекции.

Выключатели коррекции устанавливаются для исключения влияния угловых положений неустойчивых показаний гироскопов по углам крена или тангажа, а так же точного считывания угловых скоростей ЛА.

Основным элементом выключателя коррекции ВК-53 РБ является гироскоп с двумя степенями свободы, который при развороте самолёта вокруг оси Y прецессирует и при угловой скорости разворота равной расчетной (0,1-0,3 град/сек) переключает контактное устройство.

При этом по управляющей обмотке $W1$ электродвигателя ДИД протекает переменный ток, ДИД через редуктор начинает поворачивать центральный контакт выключателя B и щётки потенциометра Π .

Через 5-15 сек выключатель B замыкает цепь обмотки реле P , через контакты которого затем выдается сигнал на отключение коррекции.

Поворот щеток потенциометра Π приводит к подаче напряжения на обмотку $W2$ электродвигателя ДИД.

Так как магнитный поток обмотки $W2$ противоположен потоку обмотки $W1$, то при равенстве их абсолютных величин электродвигатель останавливается. Выключатель B остается в замкнутом состоянии.

При уменьшении угловой скорости разворота летательного аппарата контакты гироскопа размыкаются, обмотка $W1$ обесточивается. За счет действия магнитного потока обмотки $W2$ электродвигатель вращается в обратном направлении, пока щетки потенциометра Π снова не окажутся в нейтралі. Контакты выключателя B при этом разомкнут цепь обмотки реле P .

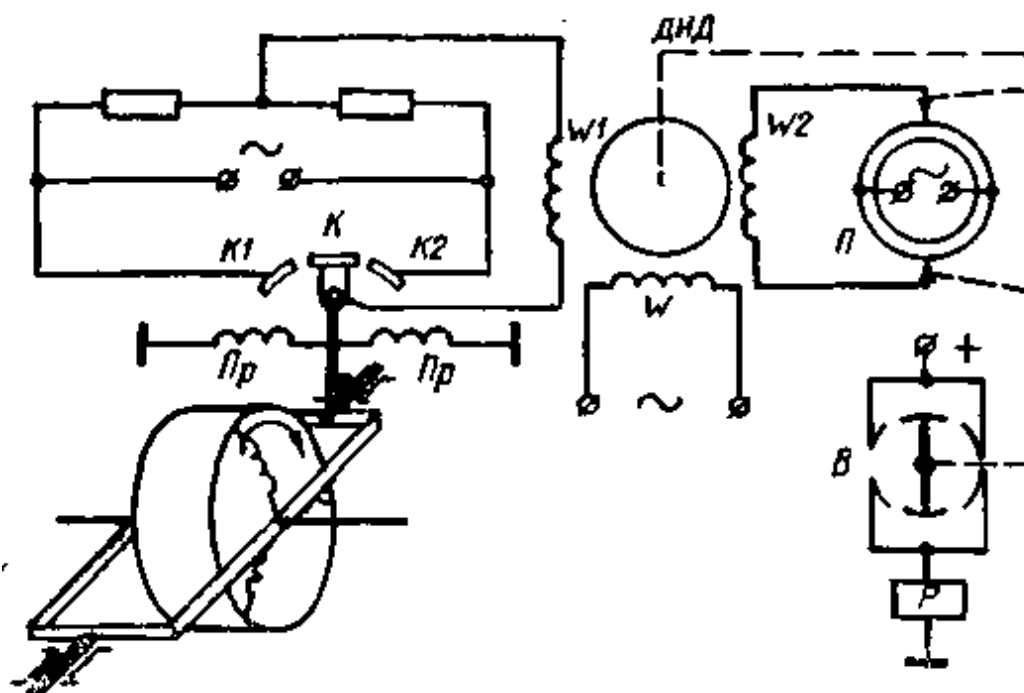


Рис. 13. Схема выключателя коррекции ВК-53РБ гироскопических устройств

Устройство и свойства гироскопа с двумя степенями свободы.

Датчик угловой скорости (Демпфирующий гироскоп ДГ, Скоростной гироскоп)

Демпфирующие гироскопы - Датчики угловой скорости используются в АП (САУ) для формирования закона управления и стабилизации самолета относительно центра масс.

Гироскоп с двумя степенями свободы имеет только две оси: ось собственного вращения и ось прецессии, перпендикулярную ей. При повороте гироскопа вокруг оси, перпендикулярной этим двум осям, с угловой скоростью ω возникает гироскопический момент $M_c = H\omega$, стремящийся совместить ось собственного вращения с осью вынужденного вращения по кратчайшему расстоянию. Если этому гироскопическому моменту противодействует момент сопротивления M_c (например, момент пружины $M_c = c\alpha$), то такое устройство может быть использовано для измерения угловой скорости. Здесь α – угол поворота оси прецессии, c – удельная жесткость пружины.

После окончания переходного процесса угол поворота гироскопа вокруг оси прецессии пропорционален угловой скорости

$$\alpha = \frac{H}{c} \omega \quad (5.2)$$

Кинематическая схема датчика угловой скорости поплавкового типа показана на рис. 5.8.

В герметичном корпусе 3 расположена внутренняя рама 2 двухстепенного гироскопа, выполненная в виде герметичного сосуда. Ось OX – ось прецессии, OZ – ось собственного вращения ротора 1, ось OY – ось измерения угловой скорости. Внутренняя рама представляет собой поплавок, плавающий в жидкости, находящейся между рамой 2 и корпусом 3. Это позволяет существенно разгрузить ось прецессии от моментов трения и повысить чувствительность прибора. Противодействующие пружины 4 служат для уравнивания гироскопического момента, а потенциометр 5 – для выдачи электрического сигнала, пропорционального измеряемой скорости. Угол поворота оси прецессии ограничен пятью градусами. Минимальная угловая скорость, на которую может реагировать прибор

$$\omega_{\min} = \frac{M_{mp}}{H}, \quad (5.3)$$

где M_{mp} – момент трения по оси прецессии.

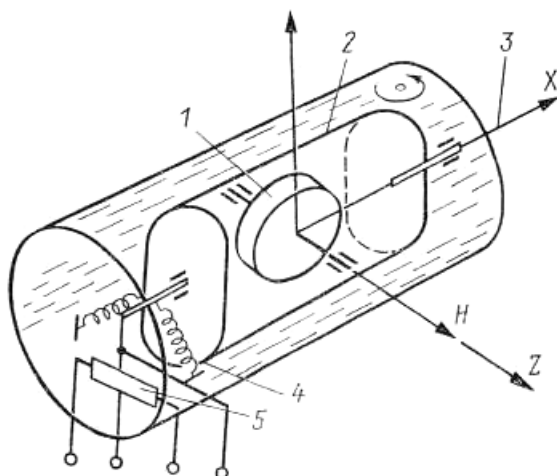


Рис. 5.8. Кинематическая схема датчика угловой скорости (ДУС поплавкового типа)

На корпусе ДУС обычно указывают ось, вокруг которой он измеряет скорость. Эта ось называется измерительной, на корпусе она обозначается точкой и стрелкой, как это показано на рис. 4.8. ДУС присущи те же погрешности, что и указателю поворота. Для уменьшения погрешности при крене угол поворота оси прецессии ДУС делается небольшим, а чувствительность прибора повышается за счет разгрузки подшипников. Датчики угловой скорости в зависимости от того, в каких системах их используют, имеют разные технические характеристики.

Для примера здесь приводятся технические характеристики ДУС, используемого в автопилоте АП-6Е.

Основные технические данные ДУС М-6

Напряжение питания по переменному току, В	36±1,8
Частота, Гц.....	400±8
Порог чувствительности при температурах, град/с:	
+ 20 и +50° С.....	не более 0,05
-60° С.....	0,1

Выходное напряжение в трех взаимно перпендикулярных положениях при отсутствии угловой скорости,
В не более +0,15

Гирополукомпас и Курсовая система

Прокладка пути самолёта между двумя точками может быть сделана двумя способами: по ортодромии и по локсодромии. Ортодромия по своей сути – это дуга круга, и является минимальной дистанцией между двумя точками, заданными на земном шаре. Ортодромия пересекает меридианы под отличными друг от друга углами, т.к. меридианы сходятся у полюсов.

При полете по магнитному компасу выдерживается постоянный курс следования, или МПУ (**Магнитный путевой угол**), задаваемый относительно среднего меридиана участка маршрута. Линия фактического пути самолета при выдерживании курса по магнитному компасу, вследствие схождения меридианов к полюсу, не совпадает с проложенной на карте прямой линией и полет по маршруту осуществляется по локсодромии — линии, пересекающей меридианы под постоянным углом (пространственная логарифмическая спираль, закручивающаяся к полюсу).

Материал из Википедии — свободной энциклопедии:

Ортодро́мия, ортодро́ма (из др.-греч. *ὀρθός* «прямой» + *δρομός* «бег, путь») — кратчайшая линия между двумя точками на поверхности вращения, частный случай геодезической линии. В картографии и навигации — название геодезической линии кратчайшего расстояния между двумя точками на поверхности земного шара, наименьший из отрезков дуги большого круга, проходящей через эти точки. В отличие от локсодромии ортодромия пересекает меридианы под разными углами. В судо- и самолётовождении, где Земля принимается за шар, ортодромия представляет собой дугу большого круга.

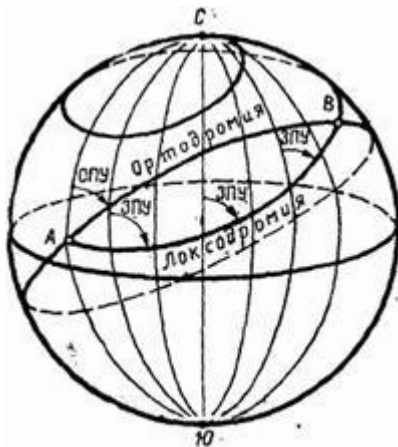


Рис. 1.5. Ортодромия и локсодромия

Локсодро́ма или **локсодромия** — кривая на поверхности вращения, пересекающая все меридианы под постоянным углом, называемым локсодромическим путевым углом.

Путевой угол, ПУ — угол, заключённый между северным направлением меридиана в месте измерения и направлением линии пути, отсчитывается по часовой стрелке от направления на географический север. По сути, показывает направление путевой скорости относительно севера.

Магнитный путевой угол, МПУ — угол, заключённый между северным направлением местного магнитного меридиана и направлением линии пути; отсчитывается по часовой стрелке.

На средних широтах при длине участка до 200—250 км максимальное отклонение локсодромии от прямой линии (ортодромии) не превышает 2—3 км. При существующих допусках по точности самолётоводения такие отклонения являются допустимыми.

При длине участка в 600 км максимальное отклонение самолета от ортодромической линии пути достигает 8—10 км, т. е. выходит за пределы допустимой точности самолётоводения. Чтобы уменьшить отклонения самолета от ортодромической линии пути, приходится большие участки маршрута делить на ряд участков с таким расчетом, чтобы средний МПУ отличался от МПУ на концах отрезка не более чем на 1—2°. При полетах по таким участкам приходится менять значение МПУ через 10-15 минут полета, как по причине схождения меридианов, так и вследствие изменения магнитного склонения, что создает трудности в самолётоводении.

5.3.2. Гироскопический датчик ортодромического курса

Широкое распространение в авиации получили гирополукомпасы (ГПК), которые не обладают способностью отыскивать какое-либо направление на Земле, а могут только его запоминать. Гирополукомпасы измеряют ортодромический курс, т.е. отклонение самолета от ортодромии.

Корректируемый гироскоп гирополукомпаса, если на нем выставить ортодромический курс относительно меридиана исходного пункта маршрута, «запоминает» и в течение всего полета сохраняет направление этого меридиана. Но это может быть достигнуто лишь при помощи коррекции гироскопа, учитывающей суточное вращение Земли вокруг своей оси, а именно

вертикальную составляющую этой скорости $\omega_z \sin \varphi$, где ω_z – угловая скорость вращения Земли, φ – географическая широта места.

Очевидно также, что для горизонтального положения оси курсового гироскопа и ее слежения за плоскостью ортодромии необходима еще система горизонтальной коррекции.

Внешняя ось карданова подвеса гироскопа ГПК-52АП (рис. 5.10) устанавливается на самолете вертикально. Главная ось ротора 3 гироскопа удерживается в плоскости горизонта с помощью горизонтальной системы коррекции, куда входят однокоординатный электролитический маятник 12 и коррекционный двигатель 1. При отклонении оси гироскопа от плоскости горизонта с маятника 12 снимается сигнал, управляющий моментом двигателя 1, под действием которого ось гироскопа возвращается в плоскость горизонта. При виражах самолета контакт 13 замыкается выключателем коррекции, так как электролитический маятник при ускорениях работает с ошибками. Азимутальная коррекция осуществляется с помощью системы, содержащей двигатель 11, ротор которого жестко связан с внутренней осью карданова подвеса, а статор закреплен на наружной раме, и двух потенциометров 9 и 10. Потенциометр 9 называется широтным. С него снимается сигнал, пропорциональный $\omega_z \sin \varphi$, который управляет моментом двигателя 11, заставляющего гироскоп прецессировать по оси внешней со скоростью $\omega_z \sin \varphi$. Потенциометр 10 служит для формирования сигнала компенсации постоянной составляющей ухода гироскопа. Отсчет курса визуально осуществляется по индексу 6 и шкале 5. Потенциометр 8 и двигатель 7 позволяют устанавливать по шкале 5 заданный курс. ГПК-52 выдает сигнал, пропорциональный ортодромическому курсу самолета, с потенциометра 2 и сельсина 4.

Гирополукомпас обладает ошибками из-за остаточного собственного ухода, который определяется многими причинами. Основными из них являются: остаточная несбалансированность, моменты трения по внутренней оси карданового подвеса, ускорения самолета, магнитные поля, тепловые нагрузки. Стабильность выдерживания курса в ГПК-52АП составляет 2°/ч. В гирополукомпасе возникает ошибка из-за несоответствия фактической текущей географической широты места и установленной на потенциометре 9, так как широта задается экипажем периодически. ГПК присуща кардановая погрешность за счет несовпадения плоскости, в которой происходит измерение курса, с горизонтальной плоскостью при продольных и поперечных кренах самолета.

Курсом называется угол в горизонтальной плоскости между вертикальной плоскостью, принятой в начале отсчета, и проекции продольной оси X_1 ЛА на плоскость горизонта.

Различают:

- истинный курс – Ψ_n – угол, отсчитываемый от плоскости N-S истинного (географического) меридиана;
- магнитный курс – Ψ_m – угол, отсчитываемый от плоскости N_m-S_m магнитного меридиана;
- компасный курс – Ψ_k – угол, отсчитываемый от плоскости N_k-S_k определяемый магнитным компасом;
- ортодромический курс – $\Psi_{орт}$ – угол, отсчитываемый от опорного направления, задаваемого гироскопом.

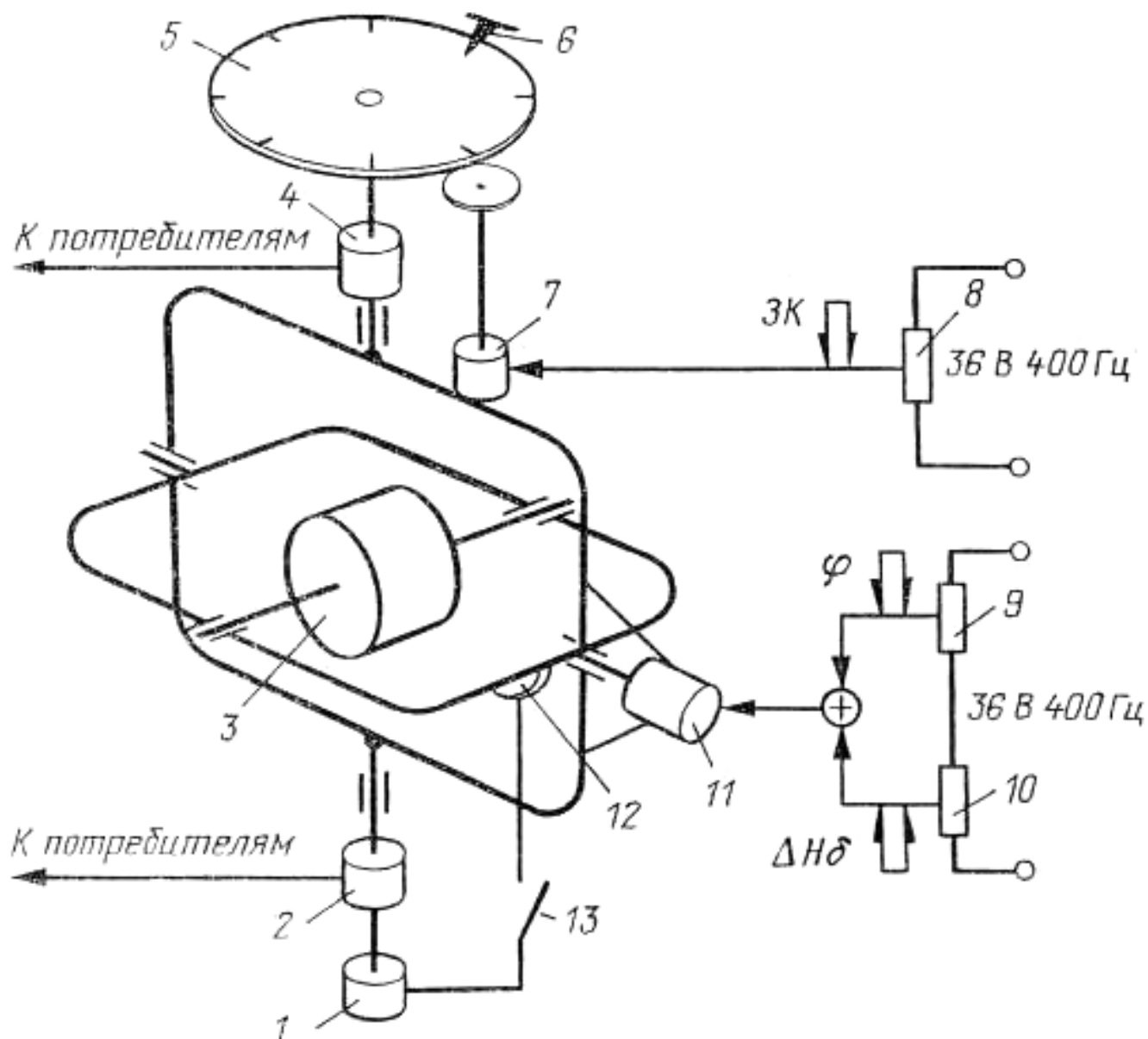


Рис. 5.10. Электрокинематическая схема гиropolукомпаса ГПК-52АП

5.3.3. Комплексные системы измерения курса

Кроме описанных магнитных и гироскопических датчиков курса, в гражданской авиации используются также астрономические датчики курса – астрокомпасы. Астрокомпас определяет истинный или ортодромический курс. Истинный курс рассчитывается как разность между азимутом Солнца и курсовым углом самолета. Определение азимута Солнца осуществляется с помощью специального фотоэлектрического следающего устройства. Практикуется также измерение курса самолета методом пеленгации двух наземных радиостанций с помощью автоматических радиоконпасов. Таким образом, для определения курса самолета используются разнообразные средства, работающие на различных физических принципах.

Каждый из методов обладает достоинствами и недостатками. Магнитный способ измерения курса позволяет найти на Земле определенное направление – магнитный меридиан, но не может быть использован в высоких широтах из-за малого значения горизонтальной составляющей напряженности магнитного поля Земли. Он имеет большие погрешности при виражах самолета. Гиropolукомпасы не могут отыскивать направления на земной поверхности, но при этом обладают пространственной памятью и удовлетворительно работают во время эволюций самолета, могут быть использованы в любых географических широтах. Астрокомпасы имеют сравнительно высокую точность определения курса, но их работа зависит от метеорологических условий. Радиоконпасы позволяют определять направление полета самолета относительно работающих наземных радиостанций, расположенных на сравнительно небольших расстояниях от

самолета. Их использование зависит от наличия таких радиостанций по маршруту полета. Работа радиосистем может быть нарушена естественными или искусственными радиопомехами.

Отсюда следует, что ни один из указанных методов и приборов измерения курса не может обеспечить измерение курса во всех районах Земли, в любое время суток, при различной погоде. Однако в одних и тех же условиях полета недостатки одного метода в какой-то мере могут быть скомпенсированы достоинствами другого. Осуществить такую компенсацию позволяет функциональное соединение нескольких измерителей курса в единую систему.

Основным курсовым прибором курсовой системы (КС) служит гиropolукомпас, обеспечивающий измерение и выдачу потребителям ортодромического курса в любых условиях эксплуатации, в любое время суток и во всех широтах земного шара. Поэтому основным режимом работы КС является режим «ГПК».

Индукционный (магнитный) компас и астрокомпас в составе КС выполняют роль корректоров гиropolукомпаса. Коррекция периодически осуществляется для исключения накопившихся погрешностей от уходов гироскопа под влиянием различных возмущающих факторов. Для этой цели в общей схеме КС предусмотрены специальные системы коррекции от индукционного (магнитного) и астрономического компасов, переключение на которые определяют остальные два режима работы КС: магнитной коррекции (МК) и астрокоррекции (АК).

Несмотря на различие в комплектациях курсовых систем и на некоторые конструктивные и схемные особенности, их функциональная схема едина.

В настоящее время на самолетах гражданской авиации используются следующие типы курсовых систем: ГИК-1, КС-6 и подобные ей ТКС-П, ТКС-П2, ГМК-1.

5.3.4. Курсовая система типа ТКС-П

Самой совершенной из эксплуатируемых курсовых систем является курсовая система типа ТКС-П.

Курсовая система типа ТКС-П представляет собой комплекс из магнитного, гироскопического, радиотехнического и астрономического измерителей курса (астрокомпасами комплектуются не все курсовые системы). В качестве измерителя магнитного курса в курсовой системе типа ТКС-П (рис. 5.11) используется индукционный датчик (ИД). Он связан с гироскопами через коррекционный механизм (КМ), служащий для компенсации погрешностей.

Основным режимом КС является режим гиropolукомпаса, обеспечивающий полет самолета по дуге большого круга — ортодромии, которая является кратчайшим расстоянием между двумя точками на сферической поверхности Земли.

Еще в начале 50-х годов для обеспечения полетов по ортодромии был создан гиropolукомпас ГПК-52 и его вариант, предназначенный для стыковки с автопилотом, ГПК-52АП.

В последующие годы с появлением новых скоростных самолетов разных классов были созданы точная курсовая система ТКС-П, входящая в навигационный комплекс «Полет» (для самолетов Ил-62), и малогабаритная курсовая система серии ГМК-1 (для самолетов местных воздушных линий и вертолетов). Дальнейшее развитие КС связано с повышением их точности и надежности, расширением функционала и применением цифровых вычислителей.

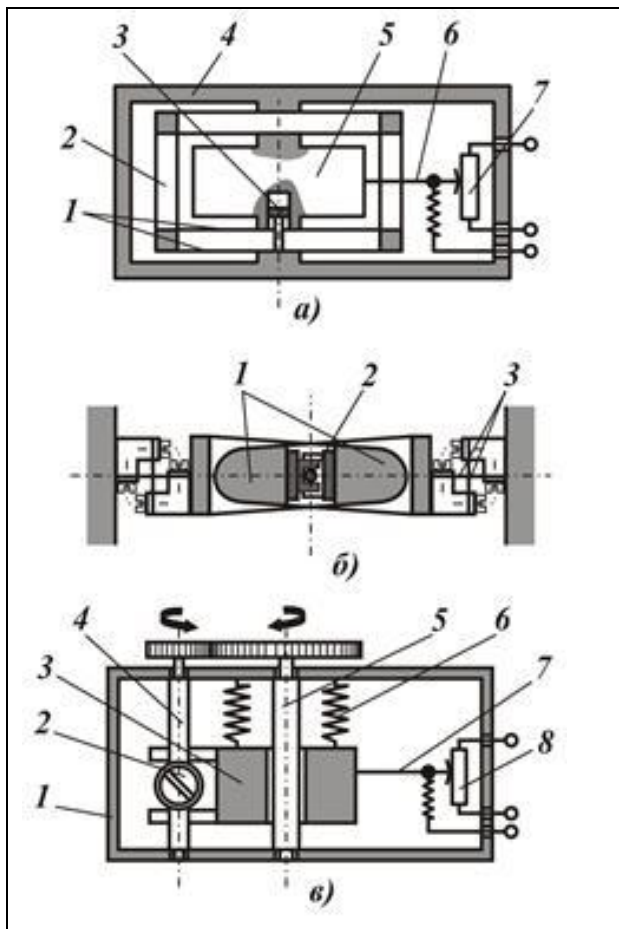


Рис. 2. Принципиальные схемы датчиков перегрузки:

а) – осевой акселерометр с плоскими пружинами:

1 – пружины; 2 – стойки; 3 – поршень воздушного демпфера; 4 – корпус; 5 – инерционная масса; 6 – ползунок; 7 – потенциометр;

б) – маятниковый акселерометр:

1 – маятники; 2 – шарнир; 3 – пружина;

в) – акселерометр с вращающимися направляющими опорами и сухим трением:

1 – корпус; 2 – демпфер; 3 – инерционная масса; 4 – ось демпфера; 5 – вращающаяся опора; 6 – пружина; 7 – ползунок; 8 – потенциометр.

Характер контактирования датчика с ЛА имеет важное значение. Материал и жесткость конструкции кронштейна выбираются такими, чтобы обеспечить заданную непараллельность осей датчика и ЛА в полете при действии на конструкцию перегрузок и возможных перепадов температуры; кроме того, исключается возникновение резонансных колебаний кронштейна с датчиком. В ряде случаев датчики устанавливают на нивелировочную площадку, с допустимой непараллельностью ее установочной плоскости относительно плоскости Oxz ЛА не более $\pm 15'$.

3.3. Указатели высотно-скоростных параметров полета

Приборы, дающие информацию о высоте и скорости полета на основании измерения параметров встречного потока воздуха, выделяют в отдельную группу. В эту группу входят: барометрические высотомеры, указатели приборной и истинной воздушной скорости, указатель числа Маха (числа M), указатель вертикальной скорости (вариометр).

Высота может измеряться барометрическим, радиотехническим и инерциальными методами. Наибольшее распространение получили первые два.

Все эти приборы построены по методам косвенных измерений. Сущность метода косвенных измерений заключается в следующем. Первоначально измеряют статическое и полное давление и температуру встречного потока воздуха. Затем на основе этой информации и функциональных зависимостей вычисляют величины высотных и скоростных параметров. Для реализации методов косвенных измерений датчики первичной информации обычно содержат счетно-решающие устройства. В простейшем случае счетно-решающие устройства представляют собой либо механическое, либо электромеханическое устройство. Современные навигационные системы все чаще строятся на базе аналоговых или цифровых вычислителей. Данные вычислители и осуществляют решение уравнений метода косвенных измерений. Рассмотрим принципы построения и функционирования приборов аэрометрического типа.

Указатель воздушной скорости. При движении самолета в атмосфере встречный поток воздуха создает скоростной напор в трубке Пито, закрепленной на фюзеляже или на крыле. Воздушная скорость измеряется путем сравнения скоростного (динамического) напора со

статическим давлением. Под действием разности динамического и статического давлений прогибается упругая мембрана, с которой связана стрелка, показывающая по шкале воздушную скорость в километрах в час. Указатель воздушной скорости показывает также эволютивную скорость, число Маха и максимальную эксплуатационную скорость. **На центральной панели расположен резервный пневмоуказатель воздушной скорости.**

Вариометр. Вариометр необходим для поддержания постоянной скорости подъема или снижения. Как и высотомер, вариометр представляет собой, в сущности, барометр. Он указывает скорость изменения высоты, измеряя статическое давление. Имеются также электронные вариометры. Вертикальная скорость указывается в метрах в минуту.

Высотомер. Высотомер определяет высоту над уровнем моря по зависимости атмосферного давления от высоты. Это, в сущности, барометр, проградуированный не в единицах давления, а в метрах. Данные высотомера могут представляться разными способами - с помощью стрелок, комбинаций счетчиков, барабанов и стрелок, посредством электронных приборов, получающих сигналы датчиков давления воздуха. См. также Барометр.

Приемники полного и статического давления

Для правильного функционирования приборов аэрометрического типа к ним необходимо подвести полное и статическое давление. Измерение полного и статического давления осуществляется специальными приемниками, которые располагаются за бортом самолета.

Приемник полного давления выполняется в виде трубки. Трубка имеет открытый конец. Этим концом трубка направляется навстречу воздушному потоку (рис. 14.3).

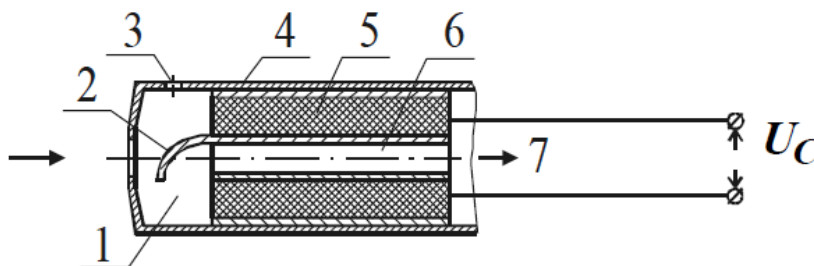


Рисунок 14.3 – Приемник полного давления

- | | |
|--------------------------|--------------|
| 1 – камера; | 2 – козырек; |
| 3 – дренажное отверстие; | 4 – корпус; |
| 5 – элемент обогрева; | 6 – трубка. |
| 7 – к магистрали; | |

Барометрические высотомеры, датчики и корректоры высоты

Барометрический метод измерения высоты основан на зависимости атмосферного (полного или статического) давления от высоты. Фактическое давление на заданной высоте не постоянно. Оно зависит от состояния атмосферы, характера и направления воздушных течений, времени суток, географических координат и других факторов.

При разработке барометрического высотомера (БВ) используются среднестатистические зависимости стандартной атмосферы (СА) на уровне моря:

- ✓ давление $P_0 = 101325 \text{ Па} = 760 \text{ мм рт. ст.}$ ($1 \text{ мм рт. ст.} = 133,32236 \text{ Па}$);
- ✓ температура воздуха $T_0 = 288,15 \text{ К}$;
- ✓ плотность воздуха $\rho_0 = 1,225 \text{ кг/м}^3$;
- ✓ ускорение свободного падения $g_0 = 9,80665 \text{ м/с}^2$.

Барометрические высотомеры применяются также в качестве датчиков сигналов высоты в системах автоматического управления полетом. Такие датчики иногда называют корректорами высоты (КВ).

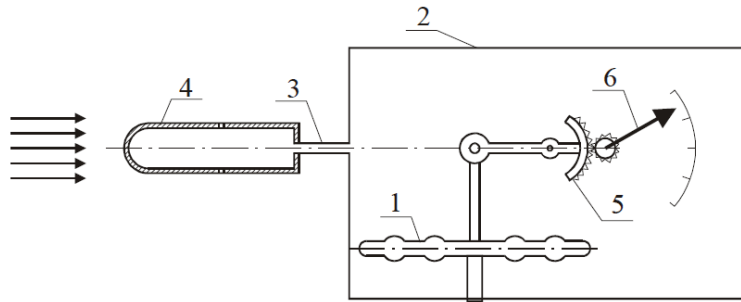


Рисунок 14.4 – Барометрический высотомер

- | | |
|----------------------------|-------------------------------------|
| 1 – анероид; | 2 – корпус; |
| 3 – трубопровод; | 4 – приемник статического давления; |
| 5 – передаточный механизм; | 6 – стрелка. |

Выходной сигнал корректора высоты $U_{вых}$ пропорционален не текущей высоте полета, а разности ΔH между фактической высотой и заданной $H_{зад}$. Заданная высота вводится в прибор автоматически. Диапазон измерений ΔH обычно невелик и составляет $\pm(200 - 300 \text{ м})$. Функциональная схема КВ представляет собой следующее (рис. 14.5).

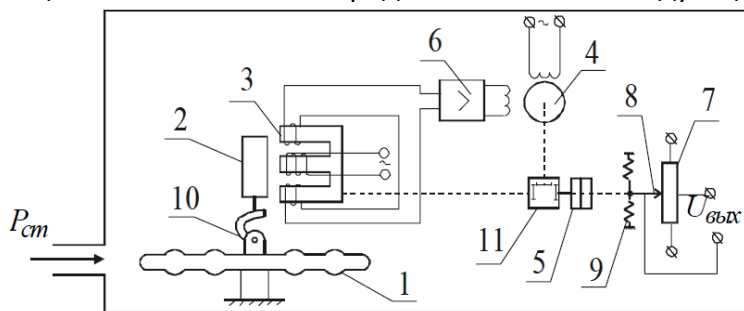


Рисунок 14.5 – Функциональная схема корректора высоты

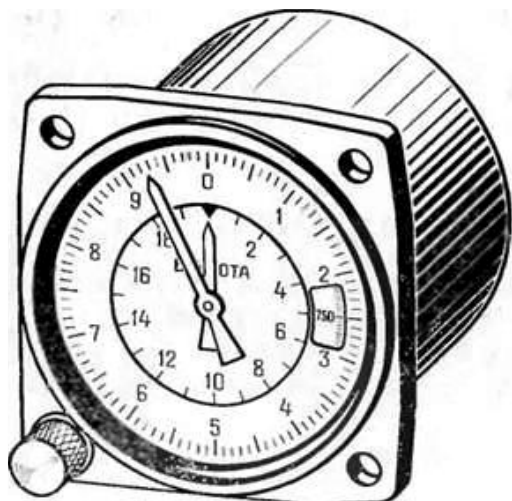
- | | |
|--|---|
| 1 – анероид; | 2 – якорь индуктивного преобразователя; |
| 3 – сердечник индуктивного преобразователя; | 4 – двигатель отработки; |
| 5 – электромагнитная муфта; | 6 – усилитель; |
| 10 – биметаллический компенсатор температурных погрешностей; | |
| 11 – редуктор. | |

Чувствительным элементом КВ является анероидная коробка 1. Анероид 1 через биметаллический компенсатор температурных погрешностей 10 связан с якорем 2 индуктивного преобразователя. Сердечник индуктивного преобразователя выполнен подвижным. Сердечник связан с двигателем отработки 4 через редуктор 11. Выходное напряжение индуктивного преобразователя поступает на усилитель 6. Выход усилителя связан с обмоткой управления двигателя отработки. После поступления сигнала на обмотку управления ротор двигателя начинает вращаться и через редуктор 11 перемещать сердечник индуктивного преобразователя 3. Перемещение осуществляется до тех пор, пока на выходе индуктивного преобразователя выходное напряжение не станет равным нулю. Таким образом, двигатель 4, усилитель 6 и сердечник индуктивного преобразователя 3 образуют следящую систему. При этом задачей двигателя является отработка положения сердечника индуктивного преобразователя, при котором с его выходной обмотки снимается напряжение, равное нулю. При изменении положения сердечника 3 одновременно через редуктор 11 и муфту 5 изменяется положение щетки выходного потенциометрического преобразователя. Выходное напряжение потенциометрического преобразователя пропорционально изменению заданной высоты на ΔH . В

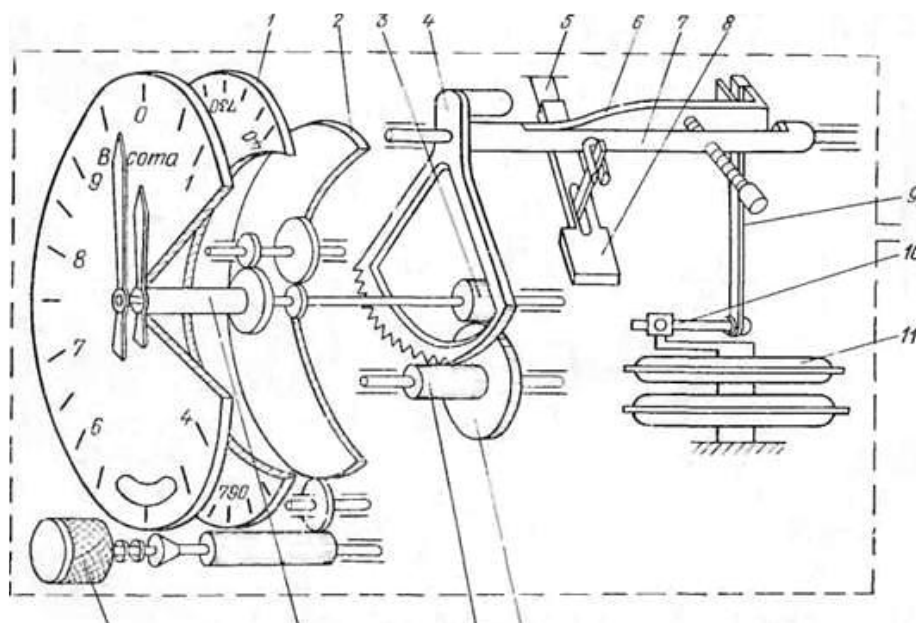
дальнейшем этот сигнал поступает в систему автоматического управления высотой или автопилот.

Если муфта отключена, то при помощи центрирующих пружин 9 щетка 8 потенциметрического преобразователя удерживается в нейтральном положении и выходной сигнал отсутствует.

При включении муфты на некоторой заданной высоте щетка 8 механически сцепляется с редуктором двигателя следящей системы. Любое отклонение самолета по высоте от заданного значения вызовет дополнительное смещение центра анероидной коробки 1 и якоря 2 индуктивного преобразователя. Следящая система отработает это смещение и выдаст с потенциметрического преобразователя сигнал, пропорциональный отклонению от заданной высот $\Delta H = H - H_{\text{зад}}$.



Общий вид двухстрелочного высотомера



Погрешности механического высотомера *ВМ-15ПБ* на разных высотах различны и составляют:

до 1800 м – ±40 м;

до 3900 м – ±50 м;

до 6000 м – ±60 м;

до 7800 м – ±70 м;

до 9600 м – ±80 м;

до 11600 м – ±100 м;

до 12100 м – ±110 м.

2.4.9 Методы измерения скорости полета

Скорость полета самолета измеряют относительно воздушного потока и относительно поверхности земли. Причем рассматривают как горизонтальную, так и вертикальную составляющие скорости. Для управления необходим следующий набор данных:

- истинная воздушная скорость — скорость полета самолета относительно воздушного потока,
- индикаторная (приборная) скорость — скорость полета самолета относительно воздушного потока у земли при таком же динамическом давлении (скоростном напоре) как на данной высоте,
- путевая скорость — скорость полета самолета относительно поверхности земли. Путевая скорость равна геометрической сумме горизонтальных составляющих истинной воздушной скорости и скорости ветра.
- число М, равное отношению истинной воздушной скорости к скорости звука, является безразмерной характеристикой скорости полета самолета.

Приборы, предназначенные для измерения индикаторной скорости, называются указателями индикаторной скорости, а приборы, определяющие истинную воздушную скорость, — указателями истинной воздушной скорости. Часто применяются комбинированные указатели скорости (КУС), сочетающие в себе оба выше названных.

Приборы, предназначенные для измерения числа М, называются М-метрами или указателями числа М.

Известно несколько методов измерения скорости полета самолета. Среди них следует отметить аэродинамический, доплеровский и инерциальный. Аэродинамический метод измерения скорости полета основан на измерении динамического давления скоростного напора воздуха, функционально связанного со скоростью полета. Этот метод положен в основу большинства существующих указателей индикаторной скорости и истинной воздушной скорости, а также указателей числа М.

Доплеровский метод измерения скорости полета сводится к измерению разности частот радиосигналов — излучаемого к земной поверхности и отраженного от нее.

Инерциальный метод измерения скорости основан на измерении ускорений и однократном интегрировании полученных сигналов.

Доплеровский и инерциальный методы применяются для измерения путевой скорости. Здесь будут рассмотрены приборы, основанные на аэродинамическом методе измерения скорости.

2.4.10 Измерители индикаторной (приборной) скорости

Расчётные формулы можно получить из уравнения Бернулли, которое для горизонтального воздушного потока несжимаемой среды имеет вид:

$$\frac{V_1^2}{2} + \frac{P_1}{\rho_1} = \frac{V_2^2}{2} + \frac{P_2}{\rho_2}, \quad (2.32)$$

где $V_1=V$ – скорость невозмущённого набегающего потока;

$P_1=P$ – статистическое давление в набегающем потоке;

ρ_1 – плотность воздушной среды в набегающем потоке;

P_2, V_2, ρ_2 – давление, скорость, плотность воздушной среды на входе приёмника полного давления.

В приёмнике скорость воздушной среды набегающего потока тормозится, падает до нуля и устанавливается полное давление, т.е. при $V_2 = 0$ имеем:

$$\frac{V_1^2}{2} + \frac{P_1}{\rho_1} = \frac{P_2}{\rho_2}. \quad (2.33)$$

Так как $P_2 = P_n$ и рассматривается несжимаемая среда, т.е. $\rho_1 = \rho_2 = \rho$, получим:

$$P_n - P = P_{\text{дин}} = \rho \frac{V^2}{2}, \quad (2.34)$$

где $\rho \frac{V^2}{2}$ – динамическое давление, характеризующее скоростной напор.

На практике

$$P_{\text{дин}} = \varepsilon_n \rho \frac{V^2}{2}, \quad (2.34)$$

где ε_n – коэффициент, характеризующий неточность изготовления приёмника, равен 0,98 – 1,02.

С учётом сжимаемости воздушной среды, и учитывая, что давления P_1 , P_2 и плотности ρ_1 , ρ_2 связаны уравнением адиабаты, на основании уравнения состояния газа при $V_1 = V$, $P_1 = P$, $P_2 = P_n$ и $M < 1$ получим:

$$P_{\text{дин}} = P_n - P = P \left\{ \left[\frac{(k-1)}{2kR_{\text{уд}}T} V^2 + 1 \right]^{\frac{k}{k-1}} - 1 \right\}, \quad (2.35)$$

где $k=1,4$ – показатель адиабаты для воздуха.

Уравнение (2.35) характеризует $P_{\text{дин}}$ для скоростей полёта $200 \text{ км/ч} \leq V \leq a$ (a – скорость звука).

Для измерителей индикаторной скорости V_u при нормальной условной плотности воздуха градуировочная формула имеет вид:

$$V_u = \sqrt{2R_{\text{уд}}T_0 \left(\frac{k}{k-1} \right) \left[\left(\frac{P_{\text{дин}}}{P_0} + 1 \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]}, \quad (2.36)$$

где T_0 , P_0 – температура и плотность при нормальной стандартной атмосфере.

Таким образом, для измерения скорости V_u необходимо получить

$$P_{\text{дин}} = P_n - P.$$

По этому принципу работают все измерители *СВС*, а самолёт имеет приёмники полного и статического давлений, чтобы получить $P_{\text{дин}}$.

Рассмотрим принципиальную схему указателя скорости (рисунок 2.43).

где $R_{\text{уд}}$ – удельная газовая постоянная. Для воздуха $R_{\text{уд}} = 287,05287 \text{ Дж/(кг К)}$; стр. 73

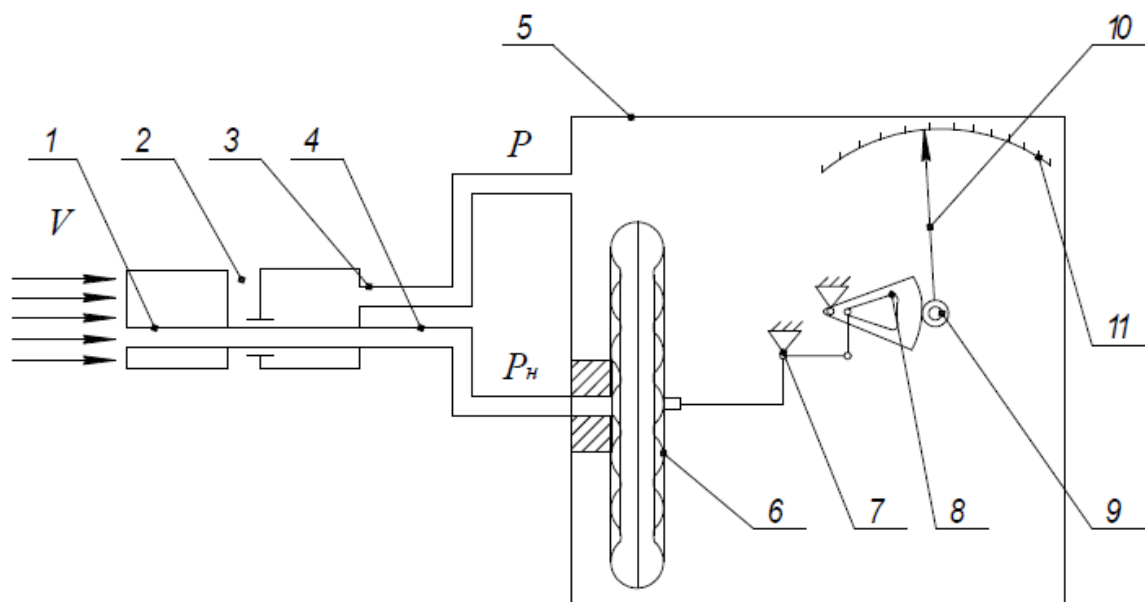


Рис. 2.43. Принципиальная схема указателя скорости

Обозначения:

1 – приёмник полного давления;	6 – манометрическая коробка;
2 – приёмник статического давления;	7 – кривошипно-шатунный механизм;
3, 4 – пневмопровод, соответственно, статического и полного давлений;	8, 9 – зубчатая передача;
5 – корпус измерителя;	10 – стрелка указателя;
	11 – шкала.

Давление P_p и P подаются, соответственно в полость манометрической коробки и корпус указателя. Таким образом, на стенки манометрической коробки действует $P_{дин} = P_p - P$, которое пропорционально скорости набегающего потока и через ПММ передаётся на стрелку указателя, шкала которого отградуирована в единицах скорости (км/ч). (ПММ - передаточно-множительный механизм. стр. 77)

Методические погрешности возникают от изменения атмосферных условий от стандартных, при которых производится тарировка приборов. Поэтому для уменьшения этой погрешности необходимо вносить поправку на изменение плотности воздушной среды.

Наибольшие инструментальные погрешности вызваны трением и влиянием температуры.

Для уменьшения погрешности от трения применяется манометрическая коробка с нелинейной характеристикой по давлению и ПММ с постоянным передаточным отношением, а УЧЭ с таким профилем, при котором прогиб жёсткого центра меняется линейно с изменением скорости V_u , т.е. $\alpha = f(V_u)$ линейна.

Температурная инструментальная погрешность обусловлена влиянием зависимости модуля упругости мембранного чувствительного элемента от температуры. Уменьшение этой погрешности обеспечивается биметаллическими компенсаторами.

УЧЭ – узел чувствительных элементов

2.4.11 Измерители истинной воздушной скорости и числа Маха (М)

Из формулы (3.23) видно, что для измерения истинной воздушной скорости необходимо измерять температуру воздушной среды на высоте полёта. Так как температуру (T) невозмущённой среды в полёте практически нельзя измерить, поэтому определяют температуру (T_m) заторможенного потока. Связь T и T_m выражается зависимостью:

$$T_m = \frac{k-1}{k} \frac{V^2}{2R_{\text{вд}}} + T$$

С учётом этой зависимости истинную скорость вычисляют по формуле

$$V = \sqrt{2R_{\text{вд}} \frac{k}{k-1} T_m \left[1 - \left(\frac{P_{\text{дин}}}{P} + 1 \right)^{\frac{1-k}{k}} \right]} \quad (2.35)$$

Учитывая, что скорость звука

$$a = \sqrt{kR_{\text{вд}} T}$$

для M получим:

$$M = \frac{V}{a} = \sqrt{\frac{2}{k-1} \left[\left(\frac{P_{\text{дин}}}{P} + 1 \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]} \quad (2.36)$$

Из формул (2.35) и (2.36) видно, что для определения скорости V необходимо измерять давление $P_{\text{дин}}$, P и температуру T на высоте полёта, а для измерения числа M – только давления $P_{\text{дин}}$ и P .

Измерители истинной воздушной скорости отличаются от измерителей индикаторной скорости V_i тем, что в них используется компенсационный узел, вносящий поправку на изменение температуры и статического давления.

В упрощённом виде формулу (3.25) для несжимаемой воздушной среды с учётом уравнения состояния газа можно записать:

$$V = \sqrt{\frac{2R_{\text{вд}} T P_{\text{дин}}}{P}} \quad (2.38)$$

Температура T окружающего воздуха определяется по формуле

$$T = T_0 \left(\frac{P}{P_0} \right)^{0,2}$$

Тогда формула (2.38) примет вид:

$$V = P_0^{-0,1} \sqrt{2R_{\text{вд}} T_0} \frac{P_{\text{дин}}^{0,5}}{P^{0,4}} \quad (2.39)$$

Измерители истинной скорости имеют манометрическую коробку с характеристикой, пропорциональной величине $P_{\text{дин}}^{0,5}$, а анероидную (температурная компенсация) – величине $P^{0,4}$.

В авиации применяют комбинированные указатели скорости V и V_u , схема которых представлена на рисунке 2.44.

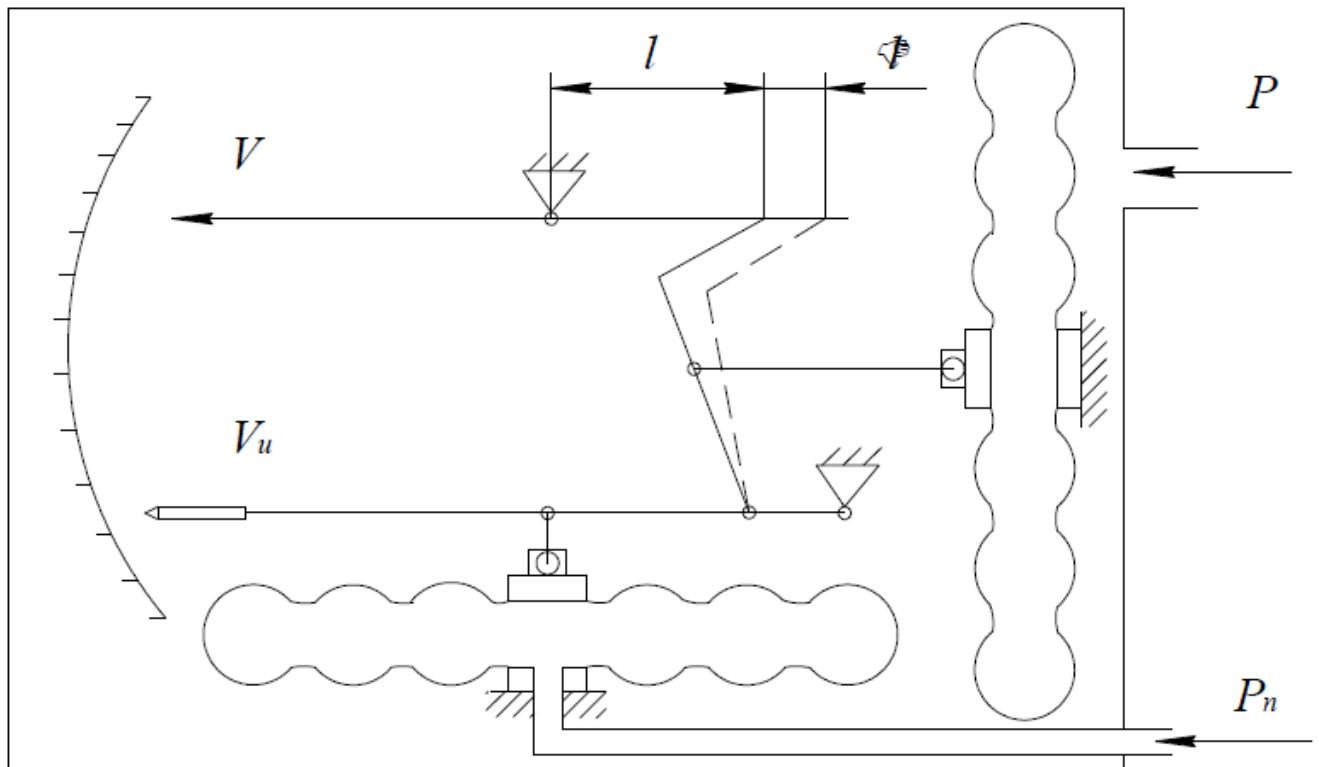


Рисунок 2.44 – Схема комбинированного указателя истинной и индикаторной скорости

Неподвижная анероидная коробочка учитывает изменения давления и температуры с набором высоты изменением длины плеча l на величину Δl , изменяя, таким образом, передаточное отношение кривошипно-шатунного механизма, передающего движение от манометрической коробочки.

Такой способ учёта температуры называется способом неполной температурной компенсации, поскольку предполагается изменение давления и температуры в соответствии с принятой моделью стандартной атмосферы.

Более точное измерение V возможно с помощью электромеханической счётно-решающей схемы, в которой температура T учитывается с помощью расположенного вне самолёта термометра.

Измерители числа M строятся по тем же кинематическим и электрическим схемам, но без учёта температуры T .

Упрощённую формулу (2.36) для M можно записать:

$$M = \sqrt{\frac{2}{k} \frac{P_{дин}}{P}} \quad (2.40)$$

Поэтому для измерения числа M необходима лишь манометрическая коробочка, характеристика которой пропорциональна изменению $P_{дин}$ и P .

Методическая погрешность возникает в результате косвенного учёта температуры воздушной среды при ее изменении на высоте полёта. Уменьшают погрешность измерением температуры непосредственно за бортом термометром. Инструментальные погрешности измерителей V_u , V и M такие же, как у высотомеров.

2.4.12 Комбинированный указатель скорости.

В нем совмещены два прибора — указатель индикаторной скорости и указатель истинной воздушной скорости с неполной температурной компенсацией. Прибор имеет единую шкалу и две стрелки, одна из которых (широкая) показывает индикаторную скорость, а другая (узкая) — истинную воздушную скорость. Кинематическая схема такого прибора представлена на рисунке 2.45.

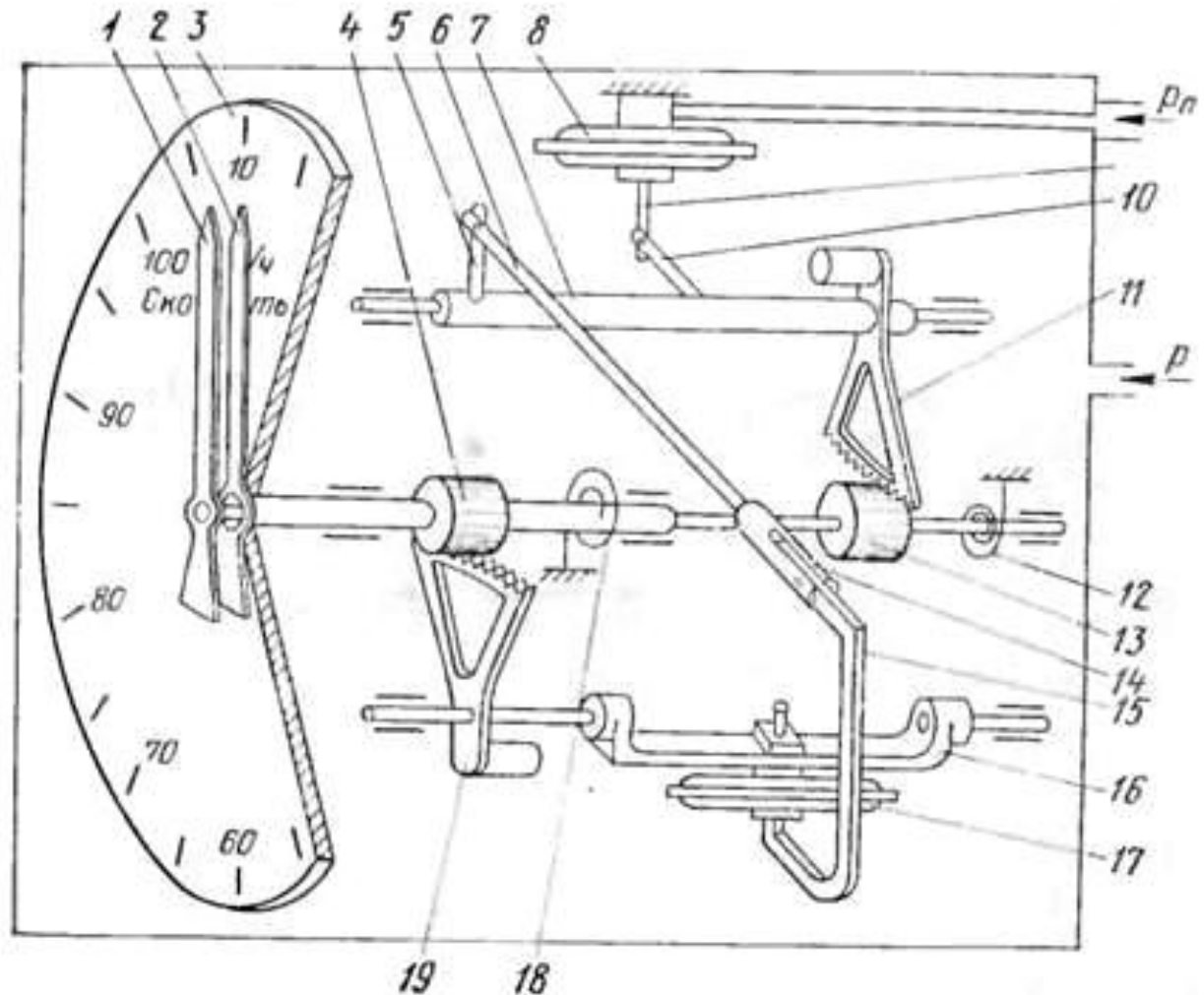


Рисунок 2.45 - Кинематическая схема комбинированного указателя скорости с подвижным блоком анероидных коробок

Обозначения: 1 - стрелка указателя индикаторной скорости; 2 - стрелка указателя истинной воздушной скорости; 3 - шкала; 4, 13 - трибки; 5, 10 - кривошип; 6 - тяга; 7, 16 - оси; 8 - манометрическая коробка; 11, 19 - зубчатые секторы; 12, 18 - пружины; 14 - серьга; 15 - изогнутый кривошип; 17 - блок анероидных коробок.

В герметичном корпусе прибора размещены манометрический блок 8 и анероидный блок 17. Манометрический блок является общим чувствительным элементом указателей индикаторной и истинной воздушной скорости. Он воспринимает динамический напор

$$P_{дин} = P_n - P,$$

под действием которого происходит перемещение его нижнего жесткого центра. Это перемещение передается через тягу 9 на кривошип 10, который поворачивается вместе с осью 7. От оси 7 вращение передается одновременно зубчатому сектору 11 и ведущему кривошипу 5. Зубчатый сектор 11 поворачивает трибку 13, на оси которой укреплена стрелка 1 указателя индикаторной скорости, а кривошип 5 через тягу 6 и серьгу 14 поворачивает изогнутый кривошип 15, связанный с осью 16. Поворот оси 16 вызывает движение зубчатого сектора 19, который вращает трибку 4, на полую ось которой укреплена стрелка 2 указателя истинной воздушной скорости. Внутри полую ось трибки 4 проходит ось трибки 13.

Компенсационный узел на основе блока анероидных коробок¹⁷, вносит поправку на изменение и статического давления.

При полете на малой высоте индикаторная и истинная воздушная скорости совпадают. Поэтому обе стрелки движутся по шкале 3 вместе. С подъемом на высоту истинная воздушная скорость превышает индикаторную и стрелки расходятся. На самолетах гражданской авиации широкое применение получили комбинированные указатели скорости КУС-1200 и КУС-730/1100.

Указатель скорости КУС-1200 выполнен по схеме с подвижным блоком анероидных коробок. Он имеет общую шкалу и две стрелки, одна из которых (широкая) служит для отсчета индикаторной (приборной) скорости от 150 до 1200 км/ч, а другая (узкая) — для отсчета истинной воздушной скорости от 400 до 1200 км/ч. Указатель скорости КУС-730/П00 выполнен по схеме с неподвижным блоком анероидных коробок и имеет две шкалы: внутреннюю и внешнюю. По внешней шкале широкая стрелка показывает индикаторную скорость от 50 до 730 км/ч, а по внутренней шкале узкая стрелка показывает истинную воздушную скорость от 400 до 1100 км/ч.

Указатель числа М. Многие характеристики самолета зависят от числа М. Так, например, при изменении числа М от 0,6 до 1,0 коэффициент лобового сопротивления возрастает, а коэффициент подъемной силы уменьшается. При $M > 1,0$ оба коэффициента медленно уменьшаются и изменяется сопротивление воздухозаборника реактивного двигателя. Все это приводит к изменению характеристик управляемости самолета.

Поэтому пилоту необходимо знать те значения числа М, при которых такое изменение происходит. Прибор, с помощью которого измеряется число М полета, называется указателем числа М. Существующие указатели числа М основаны на измерении отношения динамического давления $P_{дин}$ воздуха к статическому давлению P . Число М является функцией отношения динамического давления к статическому, независимо от температуры воздуха.

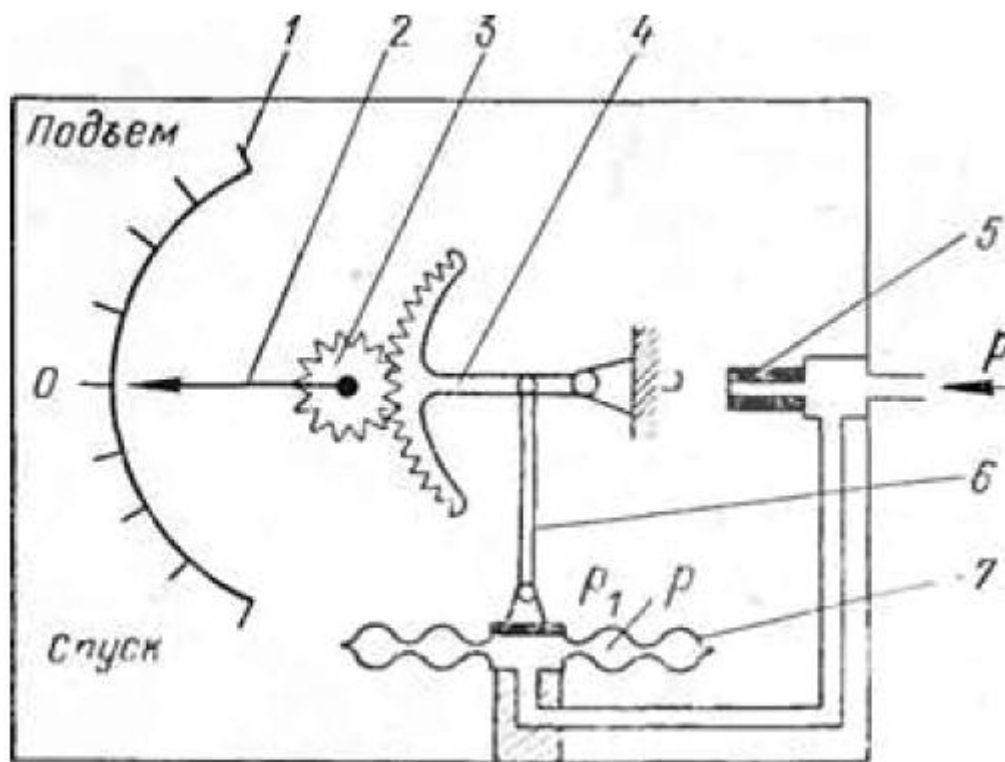
Датчики истинной воздушной скорости. Они служат для получения сигналов в виде напряжения, пропорционального истинной воздушной скорости. Такие сигналы необходимы для работы многих автоматических и полуавтоматических систем. К ним следует отнести навигационные индикаторы, навигационные вычислители, системы управления и др.

2.4.13 Измерители вертикальной скорости

Методы измерения:

- интегрирование вертикальных ускорений;
- измерение вертикальной составляющей V ;
- дифференцирование сигнала датчика высоты;
- пневмомеханическое дифференцирование статического давления P .

Для измерения вертикальной скорости самолета наиболее широкое применение получили вариометры. Принцип действия вариометра основан на пневмомеханическом дифференцировании статического давления, изменяющегося в зависимости от высоты полета самолета. Принципиальная схема вариометра представлена на рисунке 2.46.



Принципиальная схема вариометра

Обозначения: 1 - шкала; 2 - стрелка; 3 - трибка; 4 - зубчатый сектор; 5 - капилляр; 6 - тяга; 7 - манометрическая коробка.

В качестве чувствительного элемента используется манометрическая коробка 7, внутренняя полость которой сообщается непосредственно с магистралью статического давления. Внутренняя полость герметичного корпуса прибора сообщается с магистралью статического давления через капилляр 5.

Если самолет летит горизонтально, то статическое атмосферное давление P внутри манометрической коробки 7 и давление P_1 внутри корпуса прибора будут одинаковы и, следовательно, разность между ними равна нулю.

В зависимости от высоты полета изменяется статическое давление P . Внутри манометрической коробки это давление устанавливается практически мгновенно, а в корпусе прибора, вследствие сопротивления капилляра, давление P_1 отличается от статического. Чем больше вертикальная скорость полета самолета, тем больше разность давлений. Под действием этой разности давлений манометрическая коробка деформируется. Деформация коробки через тягу 6, зубчатый сектор 4 и трибку 3 передается на стрелку 2, которая отклоняется от среднего положения вверх при наборе высоты, вниз — при снижении. По шкале 1 определяют величину вертикальной скорости. В авиации применяют вариометры ВАР-30М с диапазоном измерения скорости $= 30 / \text{в } V \pm \text{м с}$, ВАР-75М ($= \pm 75 / \text{в } V \text{ м с}$), ВАР-150М ($= \pm 150 / \text{в } V \text{ м с}$), ВАР-300М ($=$

$\pm 300 / \text{в } V \text{ м с })$.

В вариометре ВАР-300М шкала равномерная от 0 м/с до ± 20 м/с, а далее непрерывно затухает.

2.4.14 Измерители углов атаки и скольжения

Применяется аэрометрический метод, использующий воздействие воздушного потока на флюгер. Флюгер (рисунок 2.47) представляет собой обтекаемое симметричное тело в виде крыла и способное вращаться вокруг оси 0, преобразуя угловое перемещение потенциометром в электрический сигнал.

Для определения вектора скорости необходимо знать его модуль и направление, которое в связанной системе координат определяется углами атаки α и скольжения β . Чувствительным элементом измерителей угла атаки и скольжения является флюгер, свободно вращающийся вокруг оси и устанавливающийся по потоку набегающего воздуха. Флюгерные датчики могут быть совмещены с приемниками воздушного давления (рис 9) или выполнены как отдельный прибор.

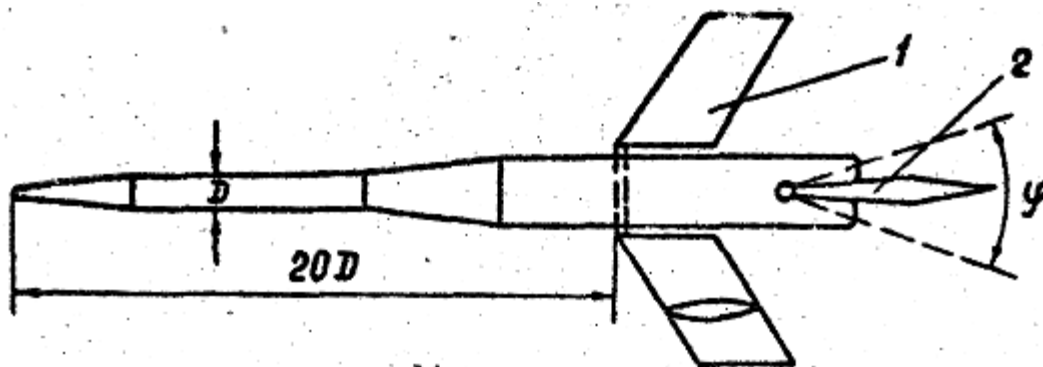


Рис. 6.II

Рис.9. Флюгерные датчики, установленные на ПВД

Устанавливающий аэродинамический момент равен:

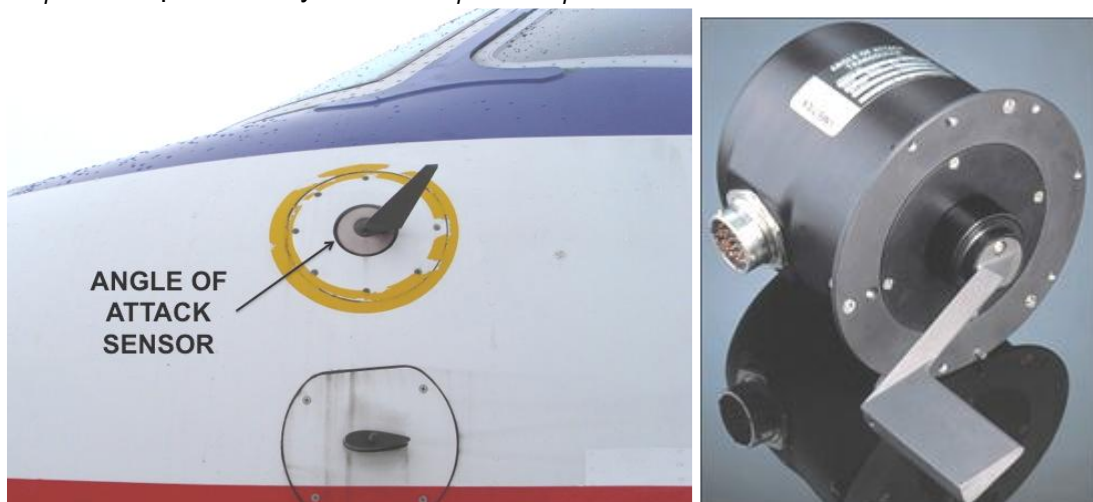
$$M_{\phi} = m_a S_{\phi} b \frac{\rho V^2}{2} \quad (2.42)$$

где m_a – коэффициент, зависящий от угла α или β ;

S_{ϕ} – площадь крыльев флюгера;

b – длина хорды;

M_{ϕ} – выбирается из условия $M_{\phi} \gg M_{тр}$.



Флюгер (датчик угла атаки — Angle of Attack Sensor).

3.4 Основные требования к гироскопам и принципиальные пути их реализации

Точность ГП

Как и любой прибор, гироскоп оценивается по его статической и динамической погрешностям. Причины появления ошибок гироскопа связаны с наличием паразитных моментов вокруг осей вращения его рамок.

Точность прибора тем выше, чем больше отношение кинетического момента к суммарному карданову моменту. При оценке точности постоянные по величине и знаку моменты не рассматриваются. Ошибка от них постоянна и может быть скомпенсирована в гироскопе.

Опасность представляют переменные кардановы моменты, которые делятся на систематические и случайные. *Систематический момент* может быть измерен и скомпенсирован либо в самом приборе, либо в системе, которую прибор обслуживает. Компенсация основана обычно на предварительном знании действующих условий: ускорения, температуры или вибрации. Случайные измерения, которые невозможно предсказать, будут вызывать нескомпенсированные моменты. Разность между общим систематическим моментом, ожидаемым для данной ситуации, и общим измеренным моментом составляет *случайный момент*. Случайные ошибки компенсировать невозможно, можно лишь предусматривать меры по их устранению. Именно ошибки, связанные со случайными кардановыми моментами, и определяют прежде всего точность гироскопа. Уменьшение и устранение случайных моментов – важнейшая задача, решаемая в гироскопии. Чтобы представить себе, с какими величинами этих моментов имеет дело современная гироскопия, оценим суммарный карданов момент, вызывающий дрейф не более 10^{-1} град/час. Оказывается, что при реальных кинетических моментах современных гироскопов в $10^5 - 10^6$ г*см²/сек суммарный карданов момент должен быть не более $5 \cdot (10^{-7} - 10^{-5})$ Н*см. такой момент равноценен моменту вдоль оси горизонтально вращающегося маховика массы в 5 г на расстоянии 1 – 0,1 мк.

Одним из основных возмущающих моментов является момент трения в опорах карданова подвеса. Для его снижения необходимо уменьшить вес гиросузда и выбирать опоры высокого класса точности с минимальным трением. Наиболее радикальное средство для уменьшения момента трения в опорах – применение так называемых поплавковых гироскопов, которые обеспечивают гидростатическую разрядку опор кардановых рам.

Кроме момента трения в опорах большое влияние оказывают моменты, вызываемые ____ токоподводов, датчиками угла, датчиками момента. Варианты их исполнения и принципы уменьшения этих моментов будут рассмотрены ниже.

Другой причиной появления карданова момента является смещение центра масс гиросузда относительно центра подвеса. При сборке гиросузел балансируется. Остаточная несбалансированность представляет собой систематическую ошибку, которая может быть учтена. Опасность представляют случайные смещения центра масс в течение эксплуатации.

В качестве примеров можно указать:

1. Смещение центра масс за счет несимметричных температурных деформаций при несимметричном расположении источников тепла или токоподводов внутри гиросузда.
2. Неравножесткость элементов гироскопа по различным осям.

Точность гироскопа определяется не только величиной карданова момента, но также величиной и степенью постоянства кинетического момента. Высокая стабильность Н является одним из условий обладания высокой точностью.

Время готовности гироскопа

Характеристика, определяющая интервал времени с момента включения ГП до момента, когда он начнет удовлетворять требованиям по точности.

Это время измеряется секундами на объектах тактического назначения (управляемые ракеты, снаряды), минутами (до 10 – 15 мин.) на самолетах часами на ракетах стратегического назначения.

Во многом оно определяется параметрами: кинематическая готовность (время разгона гироскопа до установившейся скорости), тепловая готовность – достижение установившейся температуры. Эти параметры зависят от конструктивных особенностей ГП и чаще всего от электропривода.

Ресурс работы

Интервал времени, в течение которого ГП остается работоспособным и удовлетворяет тактико-техническим требованиям. В ряде ГП он определяется ресурсом работы шарикоподшипниковых опор гиromоторов.

Другие требования

Надежность, технологичность, стоимость.

3.5. Приборное оборудование кабины – размещение указателей и способы индикации

В группу пилотажно-навигационных приборов входят указатели скорости, высотомеры, вариометры, авиагоризонты, компасы и указатели положений самолета. К приборам, контролирующим работу авиадвигателей, относятся тахометры, манометры, термометры, топливометры и т.п. В современных бортовых приборах все больше информации выносится на общий индикатор. Комбинированный (многофункциональный) индикатор дает возможность пилоту одним взглядом охватывать все объединенные в нем индикаторы. Успехи электроники и компьютерной техники позволили достичь большей интеграции в конструкции приборной доски кабины экипажа и в авиационной электронике.

Новый тип комбинированной индикации - проекционный - дает пилоту возможность проецировать показания приборов на лобовое стекло самолета, тем самым совмещая их с панорамой внешнего вида. Такая система индикации применяется не только на военных, но и на некоторых гражданских самолетах. (СИЛС – система индикации на лобовом стекле).

Применение современных средств отображения информации – электронно-лучевых трубок (ЭЛТ вакуумного типа, по принципу действия телевизора) на первом этапе и плоских твердотельных панелей в настоящее время (аналог компьютерного монитора) позволяет по-новому проектировать приборную панель кабины пилотов. Вместо большого количества стрелочных указателей с механическими и электромеханическими устройствами, компьютерная система обрабатывает данные, поступающие от различных датчиков исходной информации и измерительных систем, и осуществляет вывод информации на электронные индикаторные панели – дисплеи.

Наиболее важным указателем для пилотирования является **Авиагоризонт** (англ. Attitude Indicator) - гироскопический прибор для измерения и индикации экипажу углов крена и тангажа, соответствующих пространственному положению ЛА относительно горизонтальной плоскости.

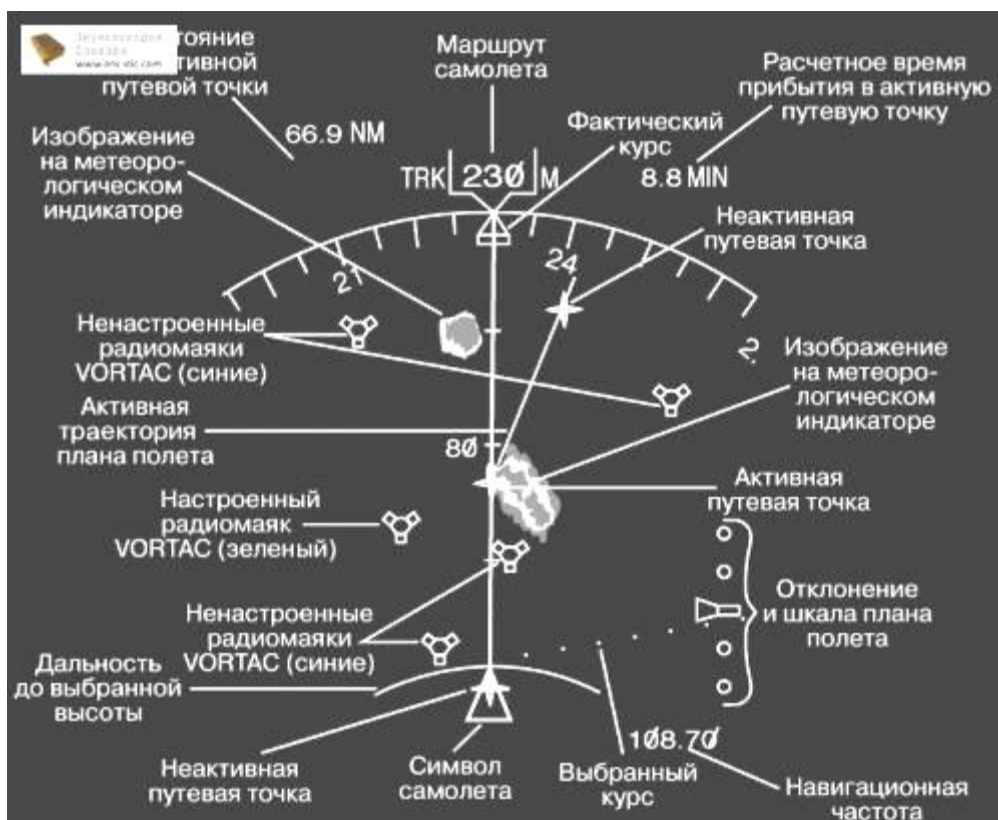
В современных транспортных (пассажирских) самолетах система пилотажно-навигационных приборов состоит из двух пар цветных дисплеев - по два для каждого пилота. Один дисплей представляет собой командный авиагоризонт, в котором обычный указатель пространственного положения объединен с командно-пилотажным прибором, а другой - плановый навигационный прибор (см. ниже).

Центральную часть командного авиагоризонта занимает дисплей указателя пространственного положения, он является **аналогом указателя гироскопического прибора** - авиагоризонта, и представляет пилоту вид относительно линии искусственного горизонта, показывая углы тангажа и крена. Символ самолета меняет положение в зависимости от того, как сам самолет меняет положение относительно реального горизонта. На экран командного авиагоризонта также выведены значения путевой скорости, высоты, указатели отклонения скорости (истинной от "опорной" воздушной, которая задается вручную или вычисляется компьютером управления полетом) и другие параметры полета, см. рис. ____.

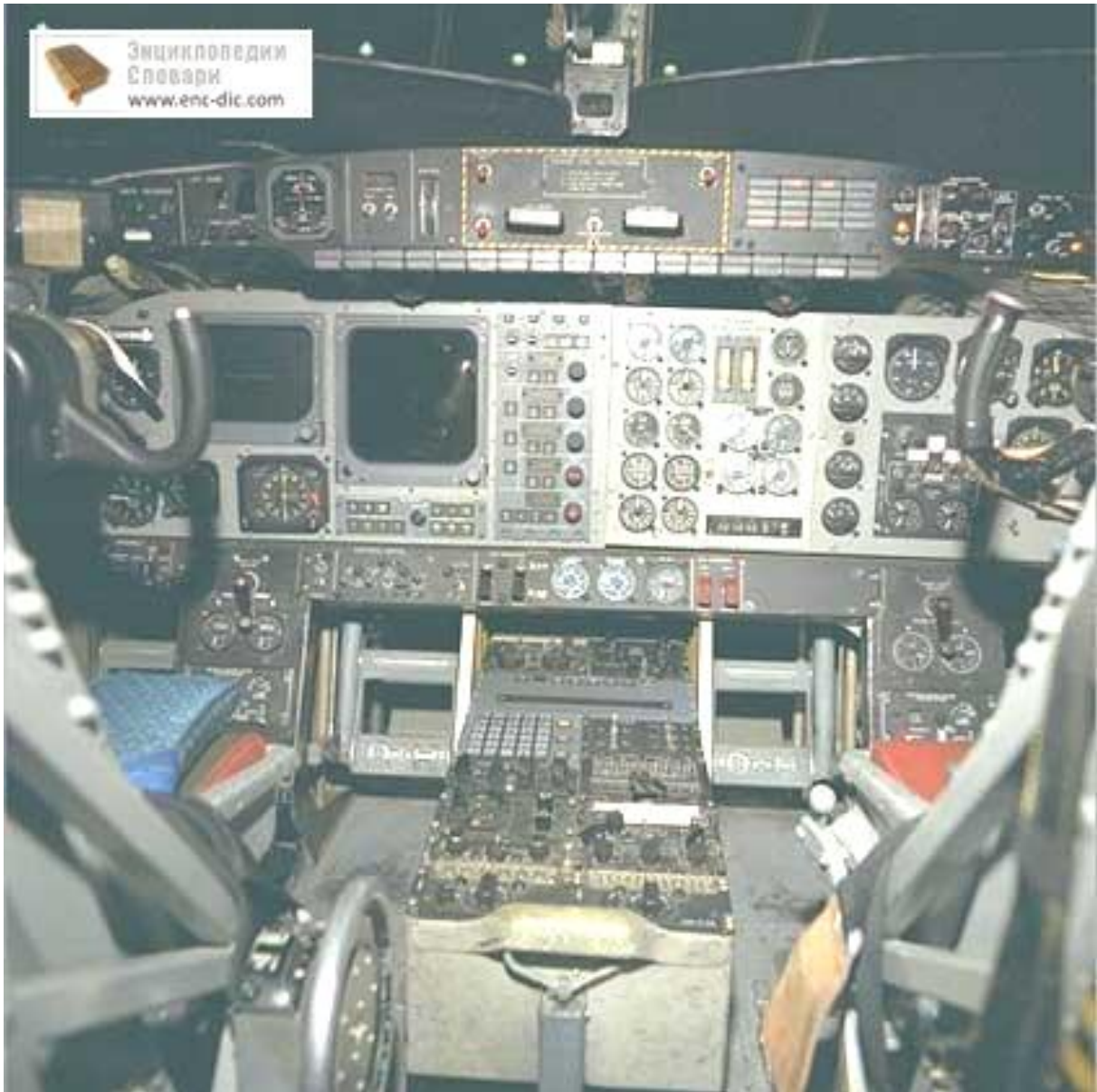


КОМАНДНЫЙ АВИАГОРИЗОНТ показывает пилоту пространственное положение и углы самолета относительно горизонта, а также другие данные о параметрах полета

Плановый навигационный прибор. Плановый навигационный прибор (ПНП) показывает курс, отклонение от заданного курса, пеленг радионавигационной станции и расстояние до этой станции. ПНП представляет собой комбинированный индикатор, в котором объединены функции четырех индикаторов - курсоуказателя, радиомаягнитного индикатора, индикаторов пеленга и дальности. Электронный ПНП с встроенным индикатором карты дает цветное изображение карты с индикацией истинного местоположения самолета относительно аэропортов и наземных радионавигационных средств. Индикация направления полета, вычисления поворота и желательного пути полета предоставляют возможность судить о соотношении между истинным местоположением самолета и желаемым. Это позволяет пилоту быстро и точно корректировать путь полета. Пилот может также выводить на карту данные о преобладающих погодных условиях.



ПЛАНОВЫЙ НАВИГАЦИОННЫЙ ПРИБОР, цветной индикатор информации о курсе самолета, отклонении от заданного курса, пеленге и дальности радиомаяка.



ПАНЕЛЬ УПРАВЛЕНИЯ современного авиалайнера более просторна и менее загромождена, чем на авиалайнерах прежних моделей. Органы управления расположены непосредственно "под рукой" и "под ногой" пилота.

В целях обеспечения безопасности полета основные указатели пилотажно-навигационных параметров дублированы, на приборной панели современного самолета кроме дисплеев размещены и традиционные электромеханические указатели авиагоризонта, курсовой системы и системы воздушных сигналов, которые могут работать автономно при отказах основных бортовых вычислителей или систем энергоснабжения, необходимых для электронных устройств.



Оборудование кабин самолета F-15E (Фотографии кабины взяты с сайта airmag и из книги издательства Lock on) соответствует концепции возможно более полной взаимозаменяемости членов экипажа. Наибольшую информационную нагрузку несут многофункциональные индикаторы на электронно-лучевых трубках (ЭЛТ): четыре монохроматических размером 152X152 мм фирмы Кайзер и три цветные (127X127 мм) фирмы Сперри. Органы управления основным оборудованием и вооружением выведены на ручку управления и РУД. С середины 2001 г. модернизируется F-15E. Вместо индикаторов на электронно-лучевых трубках в кабине экипажа устанавливаются жидкокристаллические цветные дисплеи, кроме того, самолет получает новый дисплей контроля за параметрами силовой установки.

В кабине летчика размещены следующие средства отображения информации: ИЛС с широким полем обзора, заменяющий стандартные приборы с механической индикацией, в частности командный авиагоризонт, индикаторы воздушной скорости, высоты и т. д.; на ИЛС может также выдаваться изображение от системы LANTIRN (Low Altitude Navigation and Targeting Infrared for Night <http://ymorno.ru/index.php?showtopic=56679>)

Индикатор и пульт управления средствами связи, навигации и опознавания, размещенный непосредственно под ИЛС в центре приборной доски.

Два монохроматических многофункциональных индикатора, расположенных в верхней части приборной доски справа и слева от вышеупомянутого пульта.

На левый обычно выводится радиолокационное изображение от AN/APG-70 или РЛС следования рельефу местности системы LANTIRN.

Правый индикатор используется для отображения информации от ИК станции переднего обзора системы LANTIRN либо от приемника предупреждения о радиолокационном облучении. Индикаторы могут также использоваться для дублирования информации ИЛС, отображения обстановки в горизонтальной плоскости или индикации командного авиагоризонта. Все многофункциональные индикаторы взаимозаменяемы.

Цветной индикатор, расположенный в центре приборной доски под пультом управления средствами связи, навигации и опознавания. На него выводятся движущаяся карта местности, информация о состоянии подвесок вооружения, сигналы от системы встроенного контроля, данные системы JTIDS.

7. УСТРОЙСТВА СЪЕМА ИНФОРМАЦИИ

Информация о параметрах движения ЛА, воспринимаемая приборами, предназначена для следующих задач:

- работа собственных систем прибора, контура стабилизации, управления, выставки в горизонт и т.п.;
- выдача сигнала на указатели пилотирования;
- передача данных в системы управления (АП) и навигации ЛА.

Информация о физических величинах, измеряемых гиросприборами, содержится обычно в углах поворота одних конструктивных узлов гиросприборов относительно других. Поскольку гиросприборы в большинстве случаев используют в качестве датчиков систем автоматического управления, возникают задачи измерения этих углов с высокой точностью и представления полученной информации в наиболее удобной для дальнейшего использования форме.

Простейшие способы измерения углов, например, с помощью круговых шкал и индексов, в современных гиросприборах применяются редко. Широкое применение нашли различные типы специальных преобразователей угла поворота механических узлов в электрический сигнал.

В гироскопических приборах возникают различные задачи, связанные с измерением углов. Так, например, в двухстепенных гироскопах и маятниковых акселерометрах требуется измерять достаточно малые углы ($\beta < 1...2^\circ$) отклонения чувствительного элемента относительно корпуса прибора. В этих случаях обычно применяются различные типы *датчиков угла*.

В ряде гироскопических приборов (гироскопы с шаровым ротором, гироскопы с вращающимся кардановым подвесом) требуется непосредственное измерение углов отклонения быстровращающегося ротора относительно корпуса прибора. При этом используют различные двухкоординатные *системы регистрации углового отклонения ротора*, использующие фотоэлектрические, индуктивные, емкостные и другие принципы измерения.

При съеме информации с осей стабилизации гироскопов требуется измерять большие углы ($\alpha > 360^\circ$), для чего чаще всего применяют различные типы *поворотных трансформаторов*. В связи с широким внедрением вычислительных машин в гироскопическую технику информация, снимаемая с осей стабилизации, часто представляется в цифровой форме.

7.1. Общие сведения о датчиках угла

Датчики угла - устройства, преобразующие механический угол поворота одного узла прибора относительно другого в электрический сигнал. Обычно датчики угла состоят из двух частей: *статора*, устанавливаемого на неподвижной части прибора, и *ротора*, устанавливаемого на подвижной части. В гироскопических приборах наиболее широко применяются индукционные датчики угла и значительно реже *фотоэлектрические, потенциометрические, емкостные*.

Поскольку индукционные датчики угла используют принцип работы трансформатора, то они могут работать только на переменном токе. В гиросприборах среднего класса точности для питания датчиков угла применяют напряжения, получаемые от централизованных источников питания со стандартными частотами (400, 500, 1000 Гц). В прецизионных приборах питание датчиков угла осуществляют от специальных источников питания напряжениями с частотами порядка единиц, десятков и даже сотен килогерц. Для каждой разновидности прецизионных датчиков угла подбирают свою оптимальную частоту, при которой отрицательные явления, сопровождающие работу датчика угла (особенно моменты тяжения), минимальны.

На рис. 7.1 представлен типичный вид рабочей характеристики датчика угла $|U_H| = f(\beta)$, где U_H - выходной сигнал (напряжение) датчика угла, β - угол поворота чувствительного элемента. Пунктиром показана характеристика идеального датчика угла, сплошной линией - характеристика реального датчика угла. Видно, что характеристика датчика в некотором диапазоне углов отклонения ротора относительно статора близка к линейной.

Основными параметрами, характеризующими работу датчика угла являются:

- крутизна характеристики выходного сигнала (передаточный коэффициент датчика угла)
 $K_{\text{дв}} = U_{\text{н}}/\beta$ В/рад оптимальное значение $K_{\text{дв}} = 10...20$ В/рад (3...6 мВ/угл. мин);
- рабочий диапазон, максимальный угол поворота ротора $\beta_{\text{л}}$ датчика угла, при котором сохраняется (с определенной точностью) линейная зависимость между выходным сигналом и углом поворота ротора: обычно $\beta_{\text{л}} 1...10^0$;
- порог чувствительности (зона нечувствительности)
- «нулевой» сигнал или собственные шумы, величина сигнала при нулевом отклонении чувствительного элемента;
- мощность P , потребляемая датчиком угла, Вт: обычно: $P=10^{-3}...10^{-1}$ Вт.

Так как датчики угла изготавливают с определенными погрешностями и монтаж их в приборах не идеален, то и работа, датчиков угла сопровождается рядом отрицательных явлений, одни из которых вызывают появление моментов тяжения (нулевым моментом M_0), а другие являются причиной появления помех в выходном сигнале (нулевым сигналом U_0) - при электрически центральном положении ротора.

Важной характеристикой датчиков угла является стабильность их параметров, т.е. стабильность крутизны и линейности характеристики выходного сигнала, стабильность нулевого сигнала, моментов тяжения и других параметров в реальных условиях эксплуатации. По стабильности характеристик индукционные датчики угла значительно превосходят другие типы датчиков угла.

7.2. Индукционные датчики угла с ферромагнитным ротором

Конструктивные схемы и схемы электрического и магнитного соединения катушек возбуждения (первичных) и сигнальных катушек (вторичных) наиболее часто применяемых индукционных датчиков угла с ферромагнитным ротором принципиально не отличаются от электромагнитных датчиков момента.

На рис. 7.2 а приведена конструктивная схема 12-полюсного датчика угла; на полюсах статора 3, 6, 9, 12 расположены катушки возбуждения, на остальных полюсах—сигнальные катушки. В идеальном случае 12-полюсный датчик можно рассматривать состоящим из четырех одинаковых автономных трехполюсных секций. Отметим, что трехполюсная секция, включающая, например, полюса 2, 3, 4, лежит в основе построения многих других разновидностей датчиков угла с ферромагнитным ротором. Например, используя одну такую секцию, создают миниатюрные датчики угла, занимающие объем порядка $5 \times 5 \times 2$ мм³; или составляя две ортогональные трехполюсные секции из четырех П-образных магнитопроводов, получают двухкоординатный датчик угла. На центральном полюсе 5 расположена катушка возбуждения, на остальных полюсах—сигнальные катушки, причем катушка 1 включена последовательно-встречно с катушкой 3, а катушка 2 — с катушкой 4. Сигналы, снимаемые с катушек 1 и 3, 2 и 4, характеризуют соответственно углы поворота ротора θ вокруг осей Oy и Ox .

Цепи катушек возбуждения включаются на переменное напряжение, возникающие в них токи создают потоки возбуждения, наводящие ЭДС в сигнальных катушках. Цепи сигнальных катушек включены на большие сопротивления нагрузки $Z_{\text{н}}$, с которых снимаются выходные сигналы датчиков угла — напряжения $U_{\text{к}}$.

Поскольку сигнальные катушки соединены последовательно, наводимые в них ЭДС суммируются и, следовательно, выходной сигнал датчика угла равен

$$U_z = -\frac{E_z Z_{\text{н}}}{Z_c + Z_{\text{н}}} \approx -E_z, \text{ т.к. } Z_{\text{н}} \ll Z_c \quad (7.1)$$

где U_z —действующее значение напряжения выходного сигнала; Z_c —полное сопротивление сигнальных катушек датчика угла; E_z —действующее значение ЭДС на зажимах сигнальной цепи.

Выходной сигнал и крутизна трехполюсных секций:

$$U_H = n_3 U_3 = \frac{n_3 \omega \mu_0 h r_p \omega_c \omega_e I_e \beta}{\delta} = K_{\text{дл}} \beta \quad (7.2)$$

$$K_{\text{дл}} = \frac{n_3 \omega \mu_0 h r_p \omega_c \omega_e I_e}{\delta} \quad (7.3)$$

Выходной сигнал несет информацию, как о величине угла β , так и о его направлении, т.е. изменяется знак (фаза) выходного сигнала.

7.3. Индукционные рамочные датчики угла

На рис. 7.3, а и 7.4, а представлены конструктивные схемы рамочных датчиков угла, а схемы соединения катушек изображены на рис. 7.3, б и 7.4, б. На конструктивных схемах обозначено; 1 — магнитопровод (статор датчика угла), 2 — катушка возбуждения, 3 — сигнальная катушка, 4 — немагнитное основание, на которое наклеены плоские сигнальные катушки, Φ_v — поток возбуждения, r_p — радиус поворота ротора датчика угла, состоящего из деталей 3 и 4.

На электрических схемах цифрой 5 обозначены упругие токоподводы к сигнальным катушкам, являющиеся принципиально необходимым элементом рамочных датчиков угла.

На рис. 7.3 представлен рамочный датчик угла с одной сигнальной катушкой. Поток возбуждения Φ_v создается двумя катушками возбуждения и проходит по двум П-образным сердечникам, дважды пересекая плоскость сигнальной катушки в противоположных направлениях. Следовательно, если сигнальная катушка установлена в электрический центр датчика угла, то результирующая ЭДС, наведенная в сигнальной катушке будет равна нулю, так как ЭДС, наведенные левой и правой ветвями потока возбуждения, одинаковы по амплитуде и противоположны по фазе. Если сигнальная катушка отклонится на угол β , то потокосцепление одной из ветвей потока возбуждения возрастет, а другой — уменьшится; следовательно, на выходе сигнальной катушки появится результирующая ЭДС, соответствующая по амплитуде и фазе углу β и его направлению.

На выходной сигнал датчика угла, имеющего одну сигнальную катушку, влияют слабо несовершенства изготовления элементов самого датчика, но сильно — внешние переменные магнитные поля, индуцирующие в сигнальной катушке ЭДС помехи. Последние могут быть снижены магнитным экранированием датчиков угла, однако применение дополнительных деталей (магнитных экранов) в конструкции приборов нежелательно.

На рис. 7.4 представлен датчик угла с двумя встречно включенными сигнальными катушками. Поток возбуждения Φ_v создается катушкой возбуждения и проходит через рабочий зазор, пересекая плоскости сигнальных катушек. В сигнальных катушках потоком возбуждения наводятся ЭДС, которые за счет встречного включения катушек находятся в противофазе. Если амплитуды ЭДС, наведенных в сигнальных катушках, равны, что имеет место при электрически центральном положении ротора датчика, то выходной сигнал датчика равен нулю (с точностью до нулевого сигнала). Если ротор отклоняется на угол β , то появляется результирующая ЭДС, характеризующая угол β и его направление.

Момент тяжения, создаваемый рамочными датчиками угла, имеет достаточно низкий уровень. Это объясняется прежде всего тем, что на роторе рамочного датчика угла нет ферромагнитных масс и, следовательно, нет причин для возникновения момента электромагнитного характера.

7.4. Индукционные датчики угла с ротором в виде короткозамкнутого витка

Вариант конструктивной схемы датчика угла с ротором в виде короткозамкнутого витка приведен на рис. 7.5 а; здесь 1 — магнитопровод (статор) датчика угла, 2 — короткозамкнутый виток (ротор), 3 — катушка возбуждения, 4 — сигнальная катушка.

Статор набирается из пластин пермаллоя, ротор представляет собой кольцо, выполненное из медной проволоки. Диаметр кольца определяется конструкцией датчика угла. Диаметр провода,

из которого изготавливают кольцо, обычно составляет 0,3...0,5 мм. Катушки возбуждения и сигнальные наматываются медным проводом диаметром 0,12...0,07 мм.

На рис. 7.5 представлен датчик угла с двумя последовательно-встречно включенными сигнальными катушками, расположенными на крайних стержнях магнитопровода. Такое расположение катушек позволяет снизить периметр короткозамкнутого витка и длину рабочего зазора δ и тем самым заметно повысить характеристики датчика угла.

Рассмотрим принцип действия датчика. Результирующая ЭДС, наводимая в сигнальных катушках ветвями $\Phi_{вл}$ и $\Phi_{вп}$ потока возбуждения, равна разности ЭДС, наведенных в каждой из них. В идеальном случае эта разность равна нулю. Если короткозамкнутый виток занимает геометрически центральное положение, то магнитные силовые линии потока возбуждения скользят вдоль его плоскости, и тока в нем не наводят. Следовательно, виток не создает магнитного потока. Выходной сигнал датчика равен нулю.

Если виток отклонится от геометрически центрального положения, то часть потока возбуждения будет проходить внутри него и наводить в нем ЭДС. Эта ЭДС создает в короткозамкнутом витке ток, а последний — намагничивающую силу Z магнитный поток Φ_k , который будет замыкаться по периметру магнитопровода. По отношению к потоку Φ_k сигнальные катушки сказываются включенными согласно, поэтому ЭДС, наводимые в них потоком Φ_k , суммируются. Эта суммарная ЭДС и является выходным сигналом датчика.

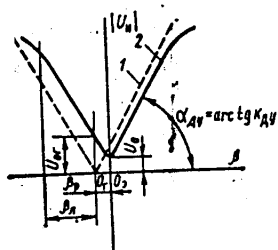


Рис. 7.1: Рабочая характеристика индукционного датчика угла
1-идеальная; 2-реальная

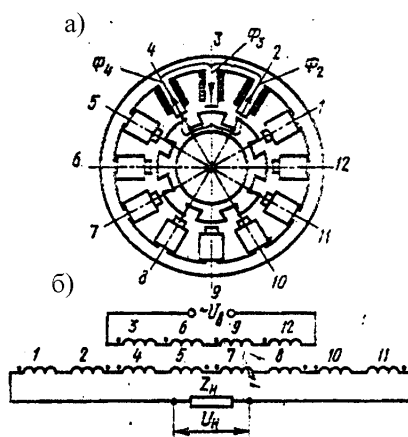


Рис. 7.2: Двенадцатиполусный датчик угла с ферромагнитным ротором:
а-конструктивная схема; б-схема электрического и магнитного соединения катушек.

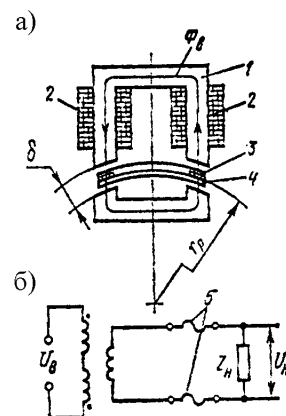


Рис. 7.3: Конструктивная (а) и электрическая (б) схемы рамочного датчика угла, дифференциального по магнитному потоку.

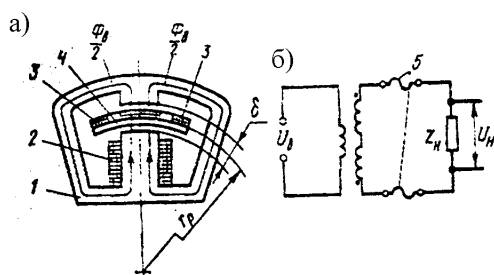


Рис. 7.4: Конструктивная схема рамочного датчика угла дифференциального по ЭДС

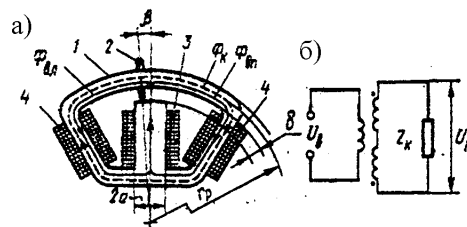


Рис. 7.5: Датчик угла с ротором в виде короткозамкнутого витка: а-конструктивная схема; б-электрическая схема включения катушек датчика.