

**МИНИСТЕРСТВО ВЫСШЕГО И СРЕДНЕГО
СПЕЦИАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ РЕСПУБЛИКИ УЗБЕКИСТАН**

**ГОЛОВНОЙ НАУЧНО-МЕТОДИЧЕСКИЙ ЦЕНТР ПО ОРГАНИЗАЦИИ
ПЕРЕПОДГОТОВКИ И ПОВЫШЕНИЯ КВАЛИФИКАЦИИ ПЕДАГОГИЧЕСКИХ
И РУКОВОДЯЩИХ КАДРОВ СИСТЕМЫ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ**

**ОТРАСЛЕВОЙ ЦЕНТР ПЕРЕПОДГОТОВКИ И ПОВЫШЕНИЯ
КВАЛИФИКАЦИИ ПЕДАГОГИЧЕСКИХ КАДРОВ ПРИ ТАШКЕНТСКОМ
ГОСУДАРСТВЕННОМ ТЕХНИЧЕСКОМ УНИВЕРСИТЕТЕ**

УЧЕБНО-МЕТОДИЧЕСКИЙ КОМПЛЕКС

по модулю

**“ПЕРЕДОВЫЕ СИСТЕМЫ И ТЕХНОЛОГИИ УПРАВЛЕНИЕ
ВОЗДУШНЫМ ДВИЖЕНИЕМ”**

направление

“УПРАВЛЕНИЕ ВОЗДУШНЫМ ДВИЖЕНИЕМ”

Тошкент – 2019

**МИНИСТЕРСТВО ВЫСШЕГО И СРЕДНЕГО СПЕЦИАЛЬНОГО
ОБРАЗОВАНИЯ РЕСПУБЛИКИ УЗБЕКИСТАН**

**ГОЛОВНОЙ НАУЧНО-МЕТОДИЧЕСКИЙ ЦЕНТР ПО
ОРГАНИЗАЦИИ ПЕРЕПОДГОТОВКИ И ПОВЫШЕНИЯ
КВАЛИФИКАЦИИ ПЕДАГОГИЧЕСКИХ И РУКОВОДЯЩИХ
КАДРОВ СИСТЕМЫ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ**

**ОТРАСЛЕВОЙ ЦЕНТР ПЕРЕПОДГОТОВКИ И ПОВЫШЕНИЯ
КВАЛИФИКАЦИИ ПЕДАГОГИЧЕСКИХ КАДРОВ ПРИ
ТАШКЕНТСКОМ ГОСУДАРСТВЕННОМ ТЕХНИЧЕСКОМ
УНИВЕРСИТЕТЕ**

УЧЕБНО-МЕТОДИЧЕСКИЙ КОМПЛЕКС

по модулю

**“ПЕРЕДОВЫЕ СИСТЕМЫ И ТЕХНОЛОГИИ УПРАВЛЕНИЕ
ВОЗДУШНЫМ ДВИЖЕНИЕМ”**

направления

**“Управления воздушными
движениями”**

Разработал: ст.преп. А.М.Жураев, Х.У. Мухаммад Олим

Ташкент-2019

Данный учебно-методический комплекс разработан на основании учебного плана и программы утвержденного приказом Министерства высшего и среднего специального образования Республики Узбекистан № 1023 от 2 ноября 2019 года

Составитель: ст.преп. А.М. Жураев

Рецензент: Н. Абдужабаров - ТГТУ, доцент к.т.н

Данный учебно-методический комплекс рекомендован к использованию Советом Ташкентского государственного технического университета (протокол № 1 от 24 сентября 2019 года).

СОДЕРЖАНИЕ

I.	Рабочая программа.....	5
II.	Интерактивные методы обучения, используемые в модуле.....	10
III.	Теоретические материалы.....	14
IV.	Материалы практических занятий.....	77
V.	Банк кейсов.....	175
VI.	Глоссарий.....	180
VII.	Список литературы.....	182

I. РАБОЧАЯ ПРОГРАММА

Введение

Гражданская авиация стала одним из важных факторов мирового развития. Глобализация межгосударственных и межнациональных отношений, укрепление экономических связей, расширение гуманитарных отношений и, в частности, развитие туризма – вот далеко не полный список областей человеческой деятельности, где гражданская авиация играет важнейшую роль. Научно-технический прогресс в гражданской авиации проявляется в нескольких направлениях. Прежде всего это относится как к увеличению разнообразия используемых типов летательных аппаратов (начиная с малой коммерческой авиации и заканчивая широкофюзеляжными аэробусами и сверхзвуковыми воздушными лайнерами), так и к повышению общего объема воздушных перевозок, сопровождающемуся ростом числа трасс их протяженности.

Модуль “Передовые системы и технологии УВД” относится к числу основополагающих для диспетчеров по управлению воздушным движением, дающая глобальные профессиональные знания, прививающая практические навыки, закладывающая базовые знания о системе организации воздушного движения

ЦЕЛИ И ЗАДАЧИ МОДУЛЯ

Целью изучения модуля “Передовые системы и технологии УВД” является подготовка слушателя к приобретению и систематизации знаний по правилам, процедурам и технологии обслуживания воздушного движения на диспетчерских пунктах, выработке практических навыков обслуживания воздушного движения, изучения руководящих документов и технических средств автоматизации. Овладение системой знаний, практических умений и навыков, обеспечивающих совершенствование и подготовку высокопрофессиональных кадров.

Задачами модуля “Передовые системы и технологии УВД” являются: формирование у студентов представление о сущности работы системы навигации и контроль за полетами, дать теоретические знаний и практические навыки по полноценному использованию возможности автоматизированных систем ОВД.

Требования, предъявляемые к знаниям, умениям и навыкам по модулю

В результате освоения дисциплины обучающийся должен демонстрировать следующие результаты образования:

Иметь представление и характеризовать:

- о строение и принципе работы современных радиолокационных и навигационных систем ОВД

Знать:

- барометрические каналы измерения высоты полёта ЛА;
- погрешности измерения барометрической высоты и скорости;
- назначение системы воздушных сигналов;
- системы воздушных сигналов;
- принципиальная схемы СВС;
- основные технические характеристики СВС;
- принцип работы СВС.
- магнитное поле земли;
- магнитные компасы;
- погрешности магнитных компасов;

Индукционные компасы.

и уметь:

- измерения скорости и числа Маха;
- канал измерения магнитного курса;
- состав курсовых систем других видов обеспечения технического обслуживания авиационной техники;
- использовать оборудования автоматизированных рабочих мест ОВД, их устройства и программное обеспечение.

Приобрести навыки:

- использования пульта управления АРМ и АС УВД, эшелонирования воздушного движения при использовании системы АС УВД, а также решать проблемы связанные с нарушением установленных интервалов по средствам системы АС УВД.

Взаимосвязь учебного модуля с другими модулями

Изучение данного модуля базируется в основном на учебном материале следующих дисциплин: «Современное состояние и тенденции развития авиационной отрасли в мире» и «Организация и обслуживания воздушного движения».

Рекомендации по проведению и организации модуля

При проведении обучения запланировано использование современных методов, педагогических и информационно - коммуникативных технологий:

- лекции запланированы проводить в форме презентаций с использованием современных компьютерных технологий;
- практические занятия запланировано проводить с помощью интерактивных методов.

Распределение времени между составляющими модуля: 14ч.

№	Темы	Итого	Теоритические	Практические	Выездные занятия
1.	Аэрметрические приборы воздушных судов	2	2		
2.	Пилотажно-навигационные приборы	6	2		4
3.	Приборы контроля работы силовых установок.	2		2	
4.	Приборы и системы для измерения количества и расхода топлива	2		2	
5.	Приборные системы и комплексы	2		2	
	Итого:	14	4	6	4

ТЕОРЕТИЧЕСКОЕ СОДЕРЖАНИЕ МОДУЛЯ

ТЕМА - 1: Аэрметрические приборы воздушных судов.

Общая характеристика аэрметрических приборов. Барометрический канал измерения высоты полёта ЛА. Аэрметрический канал измерения скорости и числа Маха. Вариометры. Приёмники воздушных давлений. Погрешности измерения барометрической высоты и скорости. Назначение системы воздушных сигналов. Система воздушных сигналов. Принципиальная схема СВС. Основные технические характеристики СВС. Структурная схема СВС Средства контроля. Принцип работы СВС.

ТЕМА - 2: Пилотажно-навигационные приборы.

Общие сведения о курсе ЛА. Магнитное поле земли. Магнитные компасы. Погрешности магнитных компасов. Индукционные компасы. Канал измерения магнитного курса. Состав курсовых систем других видов обеспечения технического обслуживания авиационной техники.

СОДЕРЖАНИЕ ПРАКТИЧЕСКИХ ЗАНЯТИЙ

1-практическое занятие: Приборы контроля работы силовых установок.

Исследование топливно-измерительных комплексов. Состав топливно-измерительных комплексов. Канал измерения расхода топлива. Турбо силовые расходомеры. Способы получения интегрального расхода. Анализ погрешностей канала измерения расхода. Современные разработки.

2-практическое занятие: Приборы и системы для измерения количества и расхода топлива.

Изучение поплавковые топливомеры. Емкостные топливомеры. Электрические схемы включения. Анализ погрешностей топливомеров. Канал центровки. Система автоматического управления выработкой. Современные разработки топливно-измерительных систем.

3-практическое занятие: Приборные системы и комплексы.

Изучение системы отображения информации. Особенности СОИ. Основные этапы обработки информации оператором. Информационная и концептуальная модель полёта. Компоновка авиационных систем. Виды и факторы компоновки. Основные технические характеристики СОИ. Системы кабиной индикации. Организация средств информационного обмена

ВЫЕЗДНОЕ ЗАНЯТИЕ

Тема: Пилотажно-навигационные приборы.

По согласованию с руководством НАК “УХИ”, будет проводиться выездное занятие. Слушатели ознакомятся пилотно-навигационными приборами.

Форма обучения

Форма обучения отражает такие внешние стороны учебного процесса, как способ его существования: порядок и режим; способ организации обучения: лекция, семинар, самостоятельная работа и пр; способ организации совместной деятельности обучающего и обучающихся: фронтальная, коллективная, групповая, индивидуальная.

При обучения важным является выбор формы организации учебной деятельности участников:

- Коллективная – коллективное, совместное выполнение общего учебного задания всеми студентами. Характер полученного результата: итог коллективного творчества.
- Групповая – совместное выполнение единого задания в малых группах. Характер полученного результата: итог группового сотрудничества на основе вклада каждого.
- Индивидуальная – индивидуальное выполнение учебного задания. Характер полученного результата: итог индивидуального творчества. Обычно предшествует групповой работе.

II. ИНТЕРАКТИВНЫЕ МЕТОДЫ ОБУЧЕНИЯ, ИСПОЛЬЗУЕМЫЕ В МОДУЛЕ.

МЕТОД "МОЗГОВОЙ ШТУРМ"

Мозговой шторм (брейнсторминг - мозговая атака) – метод коллективной генерации идеи решения научной или практической задачи.

Во время мозгового шторма участники стремятся совместно решить сложную проблему: высказывают свое мнение по решению задачи (генерируют), отбирают наиболее соответствующие, эффективные и оптимальные идеи без критики остальных вариантов, обсуждают отобранные идеи и развивают их, а также оцениваются возможности их обоснования или опровержения.

Основная цель мозговых атак – активизация учебной деятельности, самостоятельное изучение проблемы и развитие мотивации его решения, культура общения, формирование коммуникативных навыков, избавление от инерции мышления и преодоление привычного хода мышления при решении творческой задачи.

- **Прямой коллективный мозговой шторм** – обеспечивает сбор максимального числа мнений настолько это возможно. Вся группа исследования (не более 20 человек) занимается решением одной проблемы.

- **Массовый мозговой шторм** – дает возможность резко повысить эффективность генерации идей в большой аудитории, разделенной на микрогруппы.

- В каждой группе решается один из аспектов проблемы.

Разработка метода «Мозговой шторм»:

Вопросы:

1. Что входят в состав ПНК?
2. Что являются основным международным средством радионавигации?
3. Для чего служит дальномерное оборудование (DME)?
4. Из чего состоит топливомерно-расходомерная система СТР6–5А
5. Как построена топливомерно-расходомерная система СТР6–5?

ТЕХНИКА ИНСЕРТ

Инсерт – это интерактивная система пометок в тексте для эффективного чтения и мышления.

Инсерт – это процедура, которая начинается с актуализации предыдущих знаний и постановки вопросов для пометок в тексте. Затем идет разметка различных видов информации, которая встречается в тексте.

Инсерт – это мощный инструмент, обеспечивающий возможность обучающимся активно отслеживать свое собственное обучение в процессе работы с текстом.

Инсерт – это техника обучения, которая используется для решения комплексных задач усвоения и закрепления учебного материала, развития учебных умений работы с книгой.

Система пометок в тексте

(√) – подтверждает то, что я знаю,

(+) – новая информация,

(-) – противоречит тому, что я знаю,

(?) – озадачило меня. Мне нужна по этому поводу дополнительная информация.

Таблица Инсерт

√	+	–	?

Разработка метода к теме:

√	+	-	?
			<p>Густонаселенный район – применительно к городу или населенному пункту – любой район, используемый главным образом для проживания, коммерческой деятельности или отдыха.</p> <p>Давление аэродрома (QFE) - атмосферное давление на уровне рабочего порога ВПП.</p>

Техника «Т - схемы»



Техника «Т-схема» Разработка метода к теме:

Задание для 1-группы:

Составьте таблицу, используя технику «Т-схема», указав преимущества недостатки [Boeing 737](#) .

Достоинства	Недостатки

Задание для 2-группы:

Составьте таблицу, используя технику «Т-схема», указав преимущества недостатки [Boeing 777](#)

Достоинства	Недостатки

Задание для 3-группы:

Составьте таблицу, используя технику «Т-схема», указав преимущества недостатки [Boeing 767](#)

Достоинства	Недостатки

III. СОДЕРЖАНИЯ ТЕОРЕТИЧЕСКИХ ЗАНЯТИЙ

Тема № 1. АэрOMETрические приборы воздушных судов

План:

- 1.1. Общая характеристика аэрOMETрических приборов
- 1.2. БарOMETрический канал измерения высоты полёта ЛА
- 1.3. АэрOMETрический канал измерения скорости и числа Маха
- 1.4. Вариометры
- 1.5. Приёмники воздушных давлений
- 1.6. Погрешности измерения барOMETрической высоты и скорости
- 1.7. Назначение системы воздушных сигналов
- 1.8. Система воздушных сигналов
- 1.9. Принципиальная схема СВС
- 1.10. Основные технические характеристики СВС
- 1.11. Структурная схема СВС
- 1.12. Средства контроля
- 1.13. Принцип работы СВС

Ключевые слова: аэронавигация, пилотажно-навигационный комплекс, навигационные автоматы, воздушная навигация, системы посадки, инерциальные системы, системы индикации данных.

1.1. Общая характеристика аэрOMETрических приборов

Авиационной навигацией называется тот раздел навигации, в котором рассматривается раздел вождения самолетов и вертолетов из одной точки земной поверхности в другую по определенным пространственно-временным траекториям.

Под пилотажно-навигационным комплексом (ПНК) понимается совокупность датчиков информации, систем обработки и отображения информации, систем управления, предназначенных для пилотирования и навигации летательного аппарата.

Пилотажно-навигационные комплексы по сложности и многофункциональности относятся к категории больших информационно-управляющих систем. В зависимости от точности решаемых задач, надежности, количества автоматизированных функций и загруженности экипажа пилотажно-навигационные комплексы делят на ряд групп: ПНК-1 — условно ПНК первого выпуска (например, на Ил-62), ПНК-2 — условно ПНК второго выпуска (например, на Ту-144) и т. д.

С помощью ПНК осуществляются: стабилизация и индикация углового положения ЛА; стабилизация скорости, числа M , вертикальной скорости (для ПНК-2); контроль и индикация отклонений от глиссады, управляющих

(командных) сигналов, резерва топлива; контроль и сигнализация предельно допустимых параметров движения и положения ЛА; подсказка действий экипажу, при возникновении определенных ситуаций в полете (для ПНК-2); программное траекторное управление ЛА в районе аэродрома и по маршруту; определение и индикация текущих значений координат места ЛА, скорости полета, моментов изменения режимов полета; коррекция численных координат места ЛА по РСБН, РСДН, по астрокорректору, по РЛС; регистрация пилотажно-навигационных параметров; передача пилотажно-навигационной информации по запросу наземных КП УВД (для ПНК-2), а также обмен пилотажно-навигационной информацией с другими ЛА и наземными КП (для ПНК-2).

В состав ПНК входят: инерциальные системы навигации (для ПНК-2); доплеровские измерители путевой скорости и угла сноса (ДИСС), системы воздушных сигналов (типа СВС, ЦВС); курсовые и инерциальные системы (типа КС, ТКС, МИС, ИКВ, СКВ); радиотехнические системы ближней навигации (РСБН); радиотехнические системы дальней навигации (для ПНК-2); автопилоты или автоматические системы управления; бортовые аналоговые (для ПНК-1) или цифровые вычислительные машины (для ПНК-2); аппаратура встроенного контроля работоспособности ПНК и его систем в полете.

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.

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 Плановый навигационный прибор (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 3° 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.

«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.

Командные пилотажно-навигационные системы. Командные пилотажно-навигационные системы (ПНС) с помощью вычислительного устройства обеспечивают логическую и математическую обработку сигналов нескольких датчиков (систем) и формирование результирующего командного сигнала, выдаваемого на показывающий прибор (НКП, КПП, НПП, ПП). Техника пилотирования по таким приборам, называемым командными,

заключается в том, что, отклоняя рукоятку управления пропорционально отклонению командных стрелок, держать эти стрелки вблизи центрального индекса в пределах кружка, окаймляющего индекс.

Основными типами ПНС являются: "Путь-4" ("Путь-4М", "Путь-4МПА"), "Привод" ("Привод-АН", "Привод-В", "Привод-С", "Привод-ЕК", "Привод-АНД" и др.).

Выполняемые функции: полет по маршруту, привод к аэродрому, полет на заданной высоте и по заданному курсу, пробивание облачности (для ПНС "Привод"), заход на посадку без автоматического (для ПНС типа "Путь") и с автоматическим захватом глиссады (для ПНС "Привод"), построение коробочки и др.

Датчики сигналов для ПНС: КС-6, ЦГВ-1, АГД-1, АРК-11, РСБН-2С. Совместно с ПНС работают: СП-50, маяки системы VOR/ILS, НИ-50БМ, АП-28, АП-15, НВУ, "Свод" и др.

Индикация параметров положения и движения ЛА на указателях ПНС. На комбинированных указателях типа КПП, НПП, ПП, НКП, ПКП обеспечивают индикацию крена g команды по крену d_3 , тангажа n , команды по тангажу d_v отклонения от глиссады x , курса y , заданного курса u_a , курсового угла радиостанции $g_{кур}$, отклонения от заданной линии пути e , отклонения от заданного курса Dy_3 , пеленга радиостанции $g_{мп}$, скольжения b и др.

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, радиоманитного 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.

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.

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.

Существует сигнализационная система предупреждения воздушных столкновений (TCAS) – это бортовая система, выдающая экипажу информацию о необходимых маневрах. Система TCAS информирует экипаж о других самолетах, появляющихся поблизости. Затем она выдает сообщение предупредительного приоритета с указанием маневров, необходимых для того, чтобы избежать столкновения.

Глобальная система местоопределения (GPS) – военная спутниковая система навигации, рабочая зона которой охватывает весь земной шар, – теперь доступна и гражданским пользователям. К концу тысячелетия системы «Лоран», «Омега», VOR/DME и VORTAC были практически полностью вытеснены спутниковыми системами.

Монитор состояния (статуса) полета (FSM) – усовершенствованная комбинация существующих систем уведомления и предупреждения – помогает экипажу в нештатных летных ситуациях и при отказах систем. Монитор FSM собирает данные всех бортовых систем и выдает экипажу

текстовые предписания для выполнения в аварийных ситуациях. Кроме того, он контролирует и оценивает эффективность принятых мер коррекции.

Назначение ПНК следует рассматривать на основе назначения и способов применения ЛА, обеспечиваемого данным комплексом. Компактным изображением способов применения и этапов полета ЛА является график, форма которого представлена на рис.1. Отдельные этапы полета изображены здесь пунктирными, сплошными и волнистыми линиями. Если этап обозначен только пунктирной линией, то это означает, что на данном этапе осуществляется только ручное управление по визуальной информации.

Сплошная линия означает автоматическое управление, а волнистая – полуавтоматическое управление летательным аппаратом. Наличие двух или всех трех указанных видов линии на каком-либо этапе означает, что на этом этапе возможен любой из двух или всех трех видов управления. Линия, проходящая посередине, соответствует основному виду управления на данном этапе. Так, если посередине проходит сплошная линия, как на этапах 3—16, 3—4, 3—22, 22—23 и др., то основным является автоматическое управление. Если посередине проведена пунктирная линия, как на этапах 1—2, 2—3, 23—24 и др., то основным на данном этапе является ручное управление. Назначение автоматизированного ПНК в основном характеризуется совокупностью этапов, отмеченных сплошными и волнистыми линиями. Однако эта характеристика не является полной. Помимо обработки информации и непрерывного управления, большое значение имеют разовые дискретные команды, вырабатываемые самим ПНК или экипажем. На каждом этапе полета можно указать несколько (иногда свыше десяти) таких команд. Это команды управления отдельными агрегатами и подсистемами самолета (примеры: выпуск и уборка шасси, выпуск и уборка закрылков, выпуск парашюта и т. д.), а также команды управления подсистемами самого ПНК (например, включение режимов «пробивание облачности», «посадка», приведения к горизонту и т. п.). Эти команды также можно отобразить на графике типа (рис.1) в виде точек. При этом если команда целиком формируется летчиком, точка располагается на пунктирной линии ручного управления. Если при формировании команды экипажу помогает сигнализатор, блок речевых команд («автомат подсказки»), то точка наносится на волнистой линии полуавтоматического управления. Если команда вырабатывается автоматически, то соответствующая точка размещается на сплошной линии автоматического управления.

График типа рисунок1 с нанесенными точками разовых команд дает некоторое представление о назначении ПНК и уровне автоматизации

процессов применения летательного аппарата. Этот график может быть дополнен графиками технического обслуживания летательного аппарата и ПНК на земле. Однако представление о назначении и требованиях, предъявляемых к ПНК, не может быть сколько-либо полным без количественных характеристик этих требований. Однако прежде чем переходить к рассмотрению количественных характеристик, упомянем о составе и порядке функционирования подсистем ПНК. Под подсистемами ПНК здесь понимаются как подсистемы, непосредственно входящие в комплект ПНК, так и другие системы, органически связанные с ПНК. Обычно каждый этап или режим полета обеспечивается определенной совокупностью подсистем.

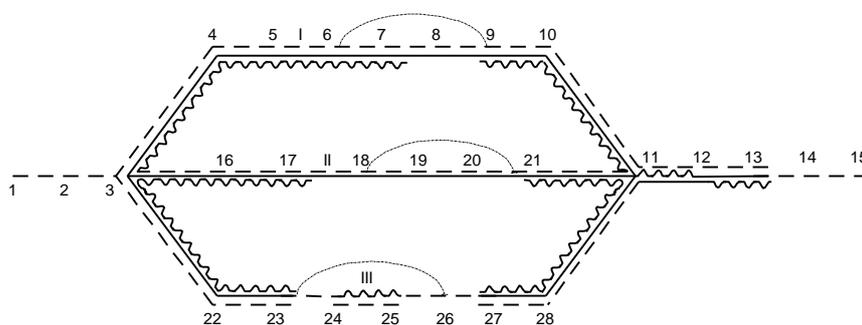


Рис.1. График различных этапов полета летательного аппарата

Современные ЛА, обладающие высокой энерговооруженностью, скоростью, высотой полета, способностью на отдельных режимах развивать недопустимые перегрузки, должны подчиняться многочисленным ограничениям. Наиболее полной и естественной формой выражения ограничений является назначение допустимых областей в пространстве (пространствах) состояний. Пространство состояний широко используется во всем последующем изложении для описания, анализа и синтеза ПНК. Здесь достаточно упомянуть об этом понятии.

Пространство состояний летательного аппарата представляет собой математическое абстрактное пространство, координатами которого служат параметры режима полета. Каждой точке в пространстве состояний соответствует определенное состояние ЛА, а движению этой точки — процессы изменения состояния ЛА. Пространство состояний ЛА в общем случае является многомерным.

Однако для простоты изображения и запоминания ограничений чаще всего рассматриваются двумерные (плоскости) или, реже, трехмерные сечения пространства состояний. Этим сечениям может быть несколько, так что ограничение представляется набором сечений области ограничений.

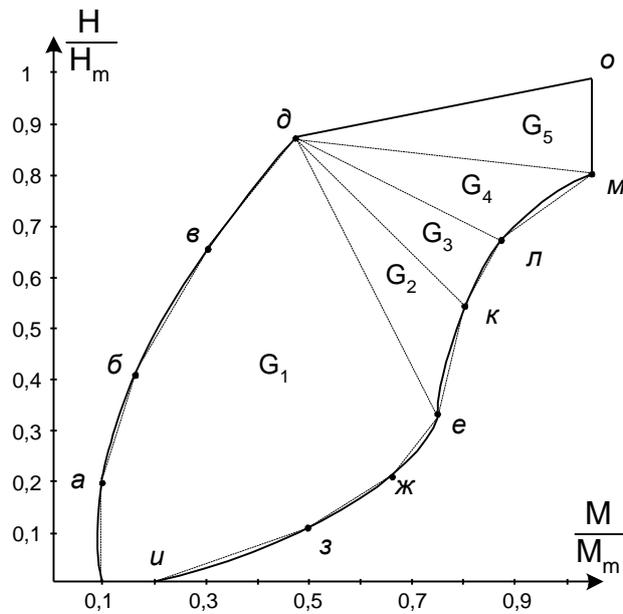


Рис.2. Пространство состояний ЛА

Ограничения по скорости V и высоте H представляются сечениями плоскостями H, V (H, M (рис. 2) или H, q , где M - число Маха, q — скоростной напор. Участки границы этой области ограничений определяются различными физическими и конструктивными факторами (например, прочностью тех или иных частей конструкции, кинетическим нагревом, флаттером, сваливанием, помпажем двигателя и т. д.). Данное сечение области ограничений может меняться в зависимости от угла стреловидности крыла, варианта загрузки летательного аппарата и др.

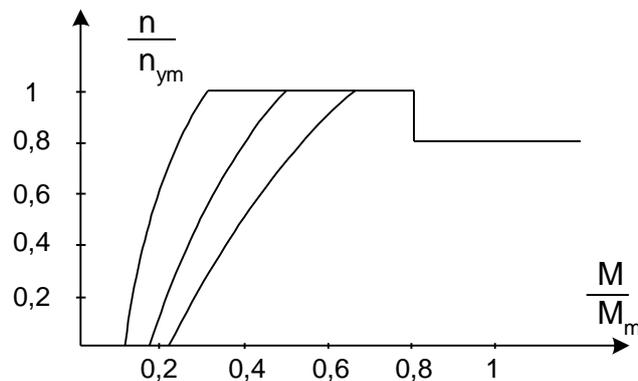


Рис.3. Ограничения по перегрузке

Ограничения по перегрузке могут быть представлены сечениями: перегрузка вдоль нормальной оси n_y — скорость V (рис. 3). Параметрами этих сечений также могут являться угол стреловидности крыла, вариант подвески и др.

С одной стороны, по условиям безопасности, ограничения не должны нарушаться. С другой стороны, разрешенная область пространства состояний часто определяет боевые возможности летательного аппарата. От того, насколько полно используется эта область в процессе боевого

маневрирования и применения, нередко зависит боевая эффективность ЛА. Поэтому необходима возможность подхода вплотную к границам разрешенной области. Это требует инструментального обеспечения и автоматизации.

Бортовое оборудование ЛА прежних поколений содержало автономные (независимые) указатели и сигнализаторы координат пространства состояний. В таких неавтоматизированных ПНК (рис. 1) функции логической и вычислительной обработки информации по обеспечению ограничений возлагались на летчика. Память летчика перегружалась информацией о поверхностях ограничений, а само выдерживание ограничений не могло быть точным. Для современных ЛА это становится неприемлемым.

Одним из путей развития является создание специальных аналоговых или дискретно-аналоговых вычислителей, индикаторов ограничений. В эти устройства закладываются форма и параметры поверхностей ограничений. Получая информацию от датчиков о текущем состоянии ЛА, вычислитель или индикатор сигнализирует о подходе к границам разрешенной области — поверхностям ограничений. Подобные решения являются технически прогрессивными на уровне ПНК со средней стадией интеграции оборудования. Для ПНК с высоким уровнем комплексирования, базирующихся на БЦВМ высокой надежности и производительности, естественным, помимо всего прочего, является также выполнение БЦВМ функций выдерживания ограничений. Располагая наиболее полной информацией о векторе состояния ЛА, обладая памятью, достаточной для запоминания сложных поверхностей ограничений, подобные ПНК могут обеспечить индикацию и управление при подходе к границам допустимой области пространства состояний.

Для формирования алгоритмов ПНК по обеспечению ограничений можно использовать достаточно общие подходы. Одним из таких подходов является кусочно-линейная аппроксимация поверхностей ограничений.

Пусть допустимая или разрешенная область пространства состояний с достаточной точностью может быть представлена в виде совокупности выпуклых областей — многогранников.

Выпуклой областью называется область, для которой отрезок прямой, соединяющий любые две точки этой области, принадлежит этой области. Примерами выпуклых областей может служить шар, эллипсоид, тетраэдр, треугольник и т. д.

С помощью ПНК осуществляются:

- стабилизация и индикация углового положения ЛА;
- стабилизация скорости, числа M , вертикальной скорости;

- контроль и индикация отклонений от глиссады, управляющих (командных) сигналов, резерва топлива;
- определение и индикация текущих значений координат места ЛА, скорости полета, моментов изменения режимов полета;
- обмен пилотажно-навигационной информацией с другими ЛА и наземными КП

В состав ПНК входят:

- курсовые и инерциальные системы (типа КС, ТКС, МИС, ИКВ, СКВ);
- радиотехнические системы ближней и дальней навигации (РСБН, РСДН);
- автопилоты или автоматические системы управления;
- бортовые аналоговые или цифровые вычислительные машины;
- аппаратура встроенного контроля работоспособности ПНК и его систем в полете

Одним из примеров реализации ПНК показан на рисунке 4.

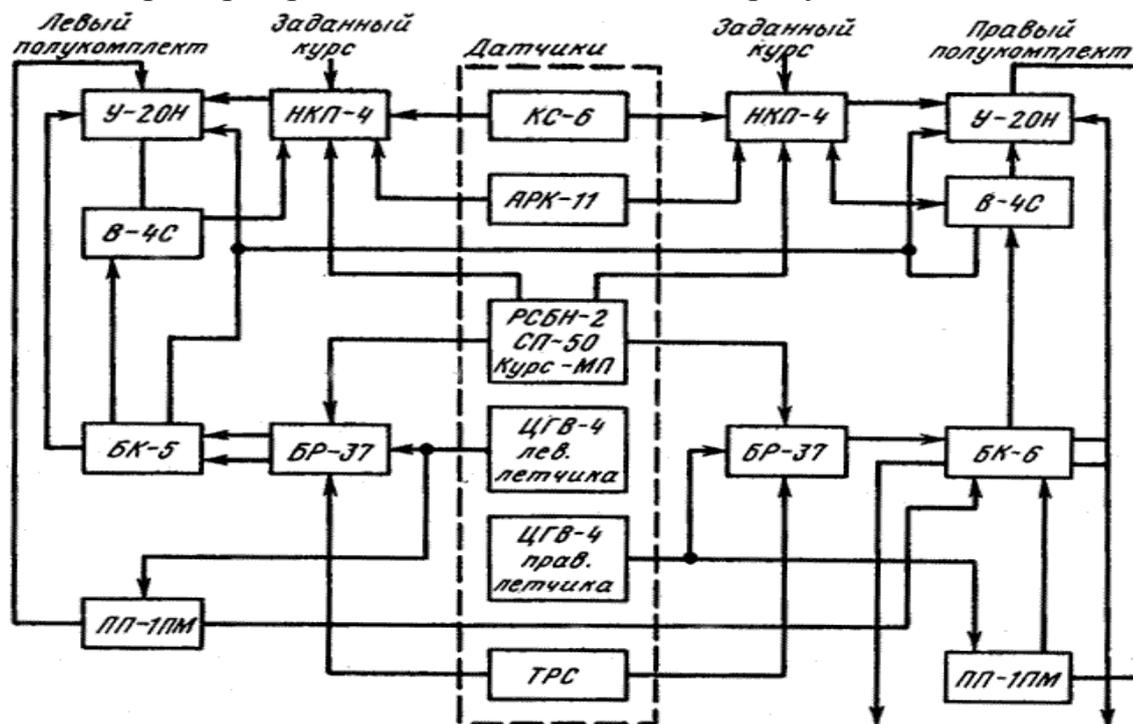


Рис.4. Структурная схема пилотажно-навигационной системы типа «Путь-МПА»:

У-20Н - усилитель; В-4С - вычислитель; БК-5 - блок коммутации; НКП-4 - навигационно-курсовой прибор; БР-37 - блок реле; КС-6 - курсовая система; АРК-11 - автоматический радиокompас; РСБН-2 - радиосистема ближней навигации и посадки; СП-50 - система посадки; Курс-МП - бортовое оборудование системы посадки; ЦГВ-4 - центральная гировертикаль; ТРС - тумблер развода стрелок; ПП-1ПМ - пилотажные приборы.

1.2. Барометрический канал измерения высоты полёта ЛА

Приборы, предназначенные для измерения высоты полета ЛА над поверхностью, называются высотомерами.

При полетах различают абсолютную высоту – высоту относительно уровня моря, относительную высоту – высоту полета относительно места взлета или посадки, истинную высоту, т.е. высоту над пролетаемой местностью.

Значение абсолютной высоты необходимо для установления коридоров на маршрутах полета, а также при испытании самолетов и двигателей; относительная высота должна быть известна при взлете и посадке; а истинная высота – во всех случаях полета.

Известно несколько методов измерения высоты полета:

- барометрический;
- радиотехнический;
- инерционный.

Барометрический метод измерения высоты полета базируется на зависимости абсолютного давления в атмосфере p от высоты H . При выводе градуировочных формул высотомера понадобятся также зависимости плотности γ и абсолютной температуры T от высоты. На рис.5 представлены зависимости $p=f_1(H)$, $\gamma=f_2(H)$ и $T=f_3(H)$. Эти зависимости являются статическими, т.к. давление, плотность и температура на одной и той же высоте не остаются постоянными, а испытывают значительные случайные вариации (показанные пунктиром) зависящие от времени суток и года, облачности.

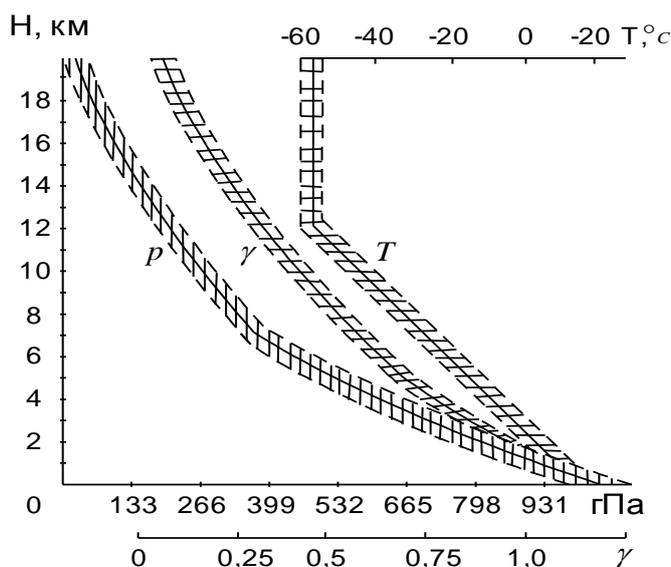


Рис.5. Градуировочные кривые высотомера

На величины p , γ и T , даваемые в таблицах стандартной атмосферы, следует смотреть как на математические ожидания

$$p_H = M \{f_1(H)\}, \quad \gamma_H = M \{f_2(H)\}, \quad (1)$$

$$T_H = M \{f_3(H)\}.$$

Для вывода зависимости между параметрами атмосферы и высотой H рассмотрим цилиндрический столбик воздуха площадью S на высоте H (рис. б):

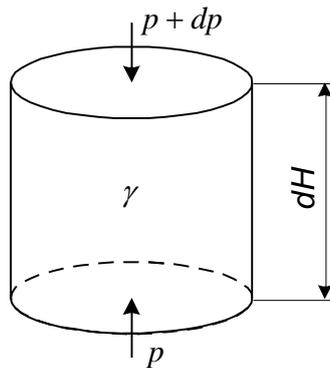


Рис. б.

Из условия равновесия сил, действующих на столбик, находим:

$$(p + dp)S + \gamma S dH = pS$$

или

$$\frac{dp}{dH} = -\gamma. \quad (2)$$

Если воспользоваться уравнением состояния

$$\gamma = \frac{p}{RT}, \quad (3)$$

где R – газовая постоянная, то получим вместо (2)

$$\frac{dp}{p} = -\frac{dH}{RT}. \quad (4)$$

Для решения этого уравнения необходимо знать зависимость температуры T от высоты полета. Установлено, что среди температуры в атмосфере до высот 11 км является линейной функцией высоты вида

$$T = T_0 - \tau H, \quad (5)$$

где $T_0=288$ К – средняя абсолютная температура на уровне моря и $\tau=6,5$ град км^{-1} – температурный градиент.

Решая уравнение (4) при учете (5), получим

$$p = p_0 \left[1 - \frac{\tau H}{T_0} \right]^{\frac{1}{\tau R}}, \quad (6)$$

где $p_0=1013,3$ гПа – среднее давление на уровне моря.

Формула (6) называется стандартной барометрической. Если решить ее относительно H , то получим гипсометрическую формулу

$$H = \left(\frac{T_0}{\tau} \right) \left[1 - \left(\frac{p}{p_0} \right)^{\tau R} \right]. \quad (7)$$

В таблице 1 представлена сводка формул для распределения температур в соответствии со стандартной атмосферой и давлений. Выражения для давлений получены в результате решения уравнения (4) при соответствующем распределении температуры по высоте.

Таблица 1

H , км	$T = T(H)$, К	$p = p(H)$, гПа	p_H	T_H	τ_i
1	2	3	4	5	6
0-11	$T = T_0 - \tau_1 H$	$p = p_0 \left[1 - \frac{\tau_1 H}{T_0} \right]^{\frac{1}{\tau_1 R}}$	1010,8	288	0,066 5
11-25	$T = T_{11}$	$p = p_{11} e^{\frac{-(H-H_{11})}{RT_{11}}}$	226,1	216,6	0
25-46	$T = T_{25} + \tau_3 H$	$p = p_{25} \left[1 + (H - H_{25}) \frac{\tau_3}{T_{25}} \right]^{\frac{1}{\tau_3 R}}$	25,035	216,6	0,002 7
46-54	$T = T_{46}$	$p = p_{46} e^{\frac{-(H-H_{46})}{RT_{46}}}$	1,38	274	0
54-80	$T = T_{54} - \tau_5 H$	$p = p_{56} \left[1 - (H - H_{54}) \frac{1}{T_{54}} \right]^{\frac{1}{\tau_5 R}}$	0,504	274	0,034

80- 95	$T = T_{80}$	$p = p_{80} e^{\frac{-(H-H_{80})}{RT_{80}}}$	0,0112	185	0
-----------	--------------	--	--------	-----	---

Из формулы (7) и соответствующих формул таблицы следует, что в барометрическом высотомере измерение высоты сводится к измерению абсолютного давления в атмосфере.

Преобразование сигналов в высотомере происходит по схеме $H-p-l-\varphi$, т.е. изменение высоты H вызывает изменение статического давления p , воспринимаемого анероидной коробкой, деформация которой l через кривошипно-шатунную передачу приводит к перемещению стрелки на угол φ .

Если $p=f_1(H)$, $l=f_2(p)$ и $\varphi=f_3(l)$ соответственно статические характеристики методического звена – атмосферы, анероидной коробки и передачи, то статическая характеристика высотомера будет

$$\varphi = f_3 \{ f_2 [f_1 (H)] \}. \quad (8)$$

Отсюда получаем выражение для чувствительности прибора

$$S = \frac{dp}{dH} \frac{dl}{dp} \frac{d\varphi}{dl} = S_1 S_2 S_3. \quad (9)$$

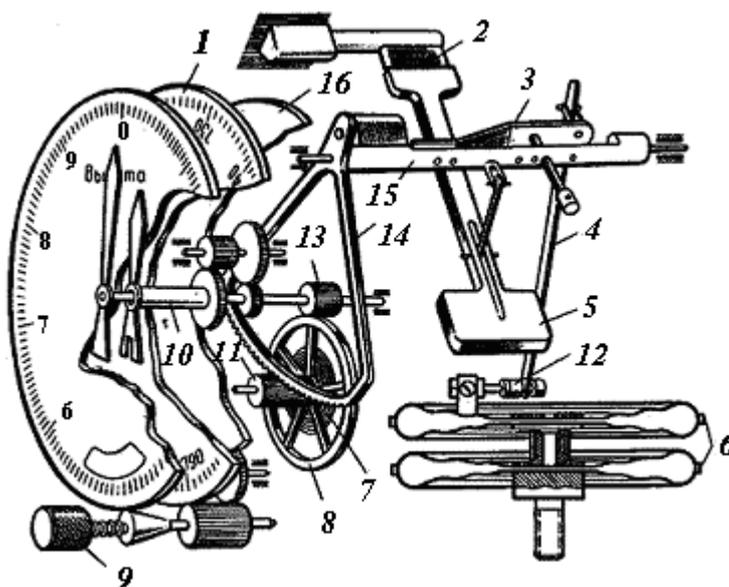


Рис. 7. Кинематическая схема двухстрелочного высотомера:

1— барометрическая шкала; 2 — плоская пружина; 4— тяга; 5 — противовес; 6 — блок анероидных коробок;

- 7 — волосок; 8 — большое зубчатое колесо; 9 —
кремальера;
10 — полая ось; 11 — трибка; 12 — биметаллические
компенсаторы;
13 — малое зубчатое колесо; 14 — сектор; 15 — валик; 16
— основание

Изменение атмосферного давления с изменением высоты вызывает деформацию anerоидного блока, который с помощью передаточного механизма перемещает стрелку, показывающую высоту полета.

Для градуировки большинства барометрических высотомеров приняты следующие формулы:

$$P_C = P_0 \left[1 - \frac{\tau H}{T_0} \right]^{Rr} \quad \text{— для } H \leq 11 \text{ км,} \quad (24)$$

$$P_C = P_0 e^{\frac{-H-10000}{RT_{11}}} \quad \text{— для } H \geq 11 \text{ км,} \quad (25)$$

где P_0 — 760 мм рт. ст. — давление у поверхности земли; $T_0 = 273,16 + 15 = 288,16$ — температура у земли по Кельвину; $r = 0,0065$ град/м — температурный градиент высоты; $R = 29,27$ м/град — газовая постоянная воздуха; T_{11} — температура на высоте 11 км по Кельвину.

Погрешности высотомеров: для высот 0—600 м — $\pm(15—30)$ м; для высот 900—1 200 м — $\pm(30—50)$ м; для высот 1 500 м и далее — $\pm(1,5—2)\%$ от измеренного значения высоты.

1.3. Аэрометрический канал измерения скорости и числа Маха.

Скорость полета ЛА измеряют относительно воздуха и относительно Земли. При этом различают истинную воздушную скорость V — скорость полета относительно воздуха, путевую скорость W — скорость относительно Земли, и приборную (индикаторную) скорость V_i — скорость полета в предположении, что скоростной напор постоянный на всех высотах. Безразмерной характеристикой скорости полета является число M полета, равное отношению истинной воздушной V к скорости звука a , т.е. $M = V/a$.

Путевая скорость \vec{W} равна геометрической сумме горизонтальных составляющих истинной воздушной скорости \vec{V}_Γ и скорости ветра \vec{U}_Γ , т.е.

$$\vec{W} = \vec{V}_\Gamma + \vec{U}_\Gamma. \quad (10)$$

Скорость полета является векторной величиной, для определения которой необходимо знать модуль и направление. Направление вектора истинной воздушной скорости в системе координат, связанной с осями ЛА, определяется углами атаки α и скольжения β . Следовательно, для полного определения вектора воздушной скорости необходимо измерять модуль вектора и угла атаки и скольжения.

В целях удобства пилотирования отдельно измеряют вертикальную скорость V_H , являющуюся вертикальной составляющей скорости полета ЛА, причем $V_H = dH / dt = \dot{H}$.

Приборы, предназначенные для измерения указанных выше скоростей, называются соответственно указателями истинной воздушной скорости, числа М, а приборы, измеряющие вертикальную скорость, называются вариомерами.

Для измерения истинной воздушной скорости, индикаторной скорости и числа М полета применяются аэрометрический, манометрический, термодинамический, тепловой, турбинный и ультразвуковой методы.

Аэрометрический метод основан на измерении скоростного (динамического) напора, функционально связанного со скоростью.

Принцип действия указателя скорости основан на измерении динамического напора полностью заторможенного потока воздуха.

Из уравнения Бернулли в предположении одинаковых нивелирных высот

$$\frac{p_1}{\gamma_1} + \frac{V_1^2}{2g} = \frac{p_2}{\gamma_2} + \frac{V_2^2}{2g}, \quad (11)$$

где p_1, γ_1, V_1 и p_2, γ_2, V_2 – соответственно давление, весовая плотность, скорость набегающего и заторможенного потоков.

При полном торможении ($V_2=0$)

$$\frac{p_2}{\gamma_2} - \frac{p_1}{\gamma_1} = \frac{V_1^2}{2g}. \quad (12)$$

При малых скоростях полета ($V < 400$ км/ч) воздух можно считать несжимаемым. Полагая $\gamma_1 = \gamma_2 = \gamma$, получаем

$$\Delta p = p_2 - p_1 = \frac{\gamma V^2}{2g}. \quad (13)$$

Величина $\Delta p = \frac{\gamma V^2}{2g} = \frac{\rho V^2}{2}$ называется динамическим или

скоростным напором, а давление $p_2 = p_{\Pi}$ – полным давлением. Оно равно сумме статического давления $p_1 = p_{CT}$ и скоростного напора Δp .

При больших скоростях полета ($V > 400$ км/ч) с учетом адиабатического сжатия и внутренней энергии вместо уравнения (12) получаем

$$\frac{p_2}{\gamma_2} - \frac{p_1}{\gamma_1} = (k-1) \frac{V^2}{2kg}, \quad (14)$$

где $k=1,4$ – показатель адиабаты для воздуха.

Если воспользоваться уравнением адиабаты

$$\frac{p_1}{p_2} = \left(\frac{\gamma_1}{\gamma_2} \right)^k \quad (15)$$

и исключить из уравнений (14) и (15) величину γ_2 , то после преобразования получим

$$p_2 = p_1 \left[1 + \frac{\gamma_1 V^2}{2g\nu p_1} \right]^\nu, \quad (16)$$

где $\nu = k/(k-1)$.

Отсюда находим разность давлений $\Delta p = p_{\Pi} - p_{CT} = p_2 - p_1$

$$\Delta p = p_1 \left[\left(\frac{\gamma_1 V^2}{2g\nu p_1} + 1 \right)^\nu - 1 \right] \quad (17)$$

или, воспользовавшись уравнением состояния $\gamma_1 = p_1 / RT_1$

$$\Delta p = p_1 \left[\left(\frac{V^2}{2g\nu RT_1} + 1 \right)^\nu - 1 \right], \quad (18)$$

где p_1 и T_1 – статическое давление и температура на высоте полета.

Решая уравнение (18) относительно V , найдем

$$V = \sqrt{2g\nu RT_1 \left[\left(\frac{\Delta p}{p_1} + 1 \right)^{\frac{1}{\nu}} - 1 \right]}. \quad (19)$$

Видно, что для измерения скорости V необходимо измерять скоростной напор Δp , статическое давление p_1 и температуру T_1 на высоте полета.

Если учесть, что скорость звука a в воздухе равна

$$a = \sqrt{gkRT_1} \quad (20)$$

то выражению (19) можно придать вид

$$M = \sqrt{\frac{2v}{k} \left[\left(\frac{\Delta p}{p_1} + 1 \right)^{\frac{1}{v}} - 1 \right]}, \quad (21)$$

где $M=V/a$ – число М полета.

По формуле (21) градуируются указатели числа М полета, причем в этом случае необходимо измерять только Δp и p_1 .

На сверхзвуковых скоростях полета часть энергии скоростного напора тратится на образование ударных волн, поэтому разность давлений Δp с учетом потерь на прямой скачок уплотнения перед носком трубки ПВД будет

$$\Delta p = p_1 \left[\frac{AM^{2v}}{(2vM^2 - 1)^v} - 1 \right], \quad (22)$$

где

$$A = \left[\left[\left(\frac{k+1}{2} \right) \right]^{(k+1)} \left[\left(\frac{2}{k-1} \right) \right]^{\frac{2}{k-1}} \right]^{(k-1)}. \quad (23)$$

Если в (22) положить $k=1.4$, то

$$\Delta p = p \left[\frac{167M^7}{(7M^2 - 1)^{3.5}} - 1 \right].$$

Чувствительным элементом комбинированного указателя скорости является манометрическая коробка, помещенная внутри герметического корпуса. Полость коробки соединена с приемником полного давления, а корпус прибора — с приемником статического давления. В полете на упругий элемент действует разность полного и статического давлений, т. е. динамическое давление $p_d = p_p - p_{ст}$.

Указатель числа М по своему устройству аналогичен указателю воздушной скорости (рис. 8), но в нем отсутствуют элементы учитывающие температуру окружающей среды.

Так как число М является функцией отношения динамического p_d к статическому давлению $p_{ст}$ на высоте полета, то кинематический механизм

прибора выполняет деление величины p_d , измеренной с помощью манометрической коробки, на величину $p_{ст}$, которую измеряет анероидная коробка.

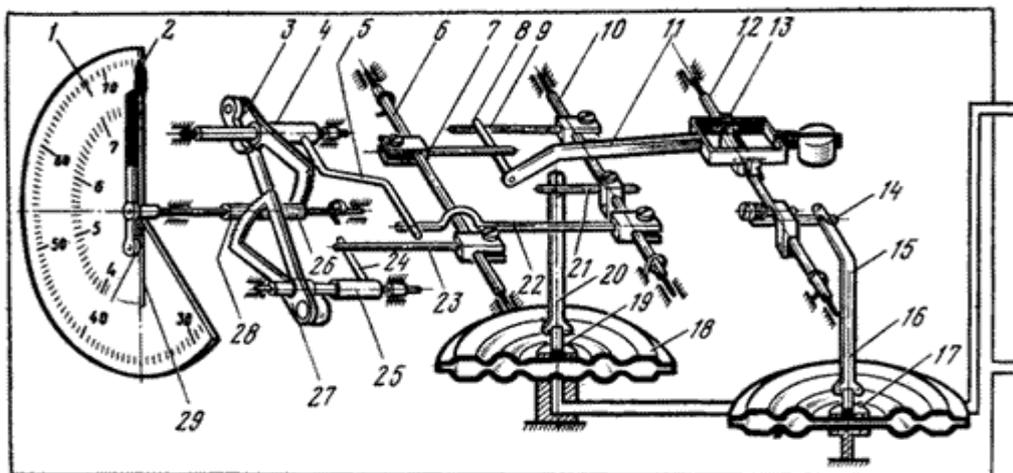


Рис. 8. Кинематическая схема комбинированного указателя скорости:

1 — шкала циферблата; 2 — стрелка приборной скорости; 3, 27 — зубчатые секторы; 4, 5, 6, 7, 8, 9, 10, 22, 23, 24 — поводки; 11, 15, 20 — тяги; 12; 25 — оси; 13; 14 — вилки; 16 — анероидная коробка; 17 — верхний центр анероидной коробки; 18 — манометрическая коробка; 19 — верхний центр манометрической коробки; 21 — кривошип; 26, 28 — трибки; 29 — стрелка истинной скорости

1.4. Вариометры

Принцип действия измерителей вертикальной скорости полета — вариометров (рис. 9) основан на измерении разности атмосферного давления и давления в корпусе прибора, соединенного с атмосферой через гидравлическое сопротивление (капиллярную трубку).

Серийные вариометры типа ВАР (ВАР-30, ВАР-75, ВАР-150, ВАР-300) имеют унифицированный механизм и различаются только шкалами, количеством и длиной капилляров.

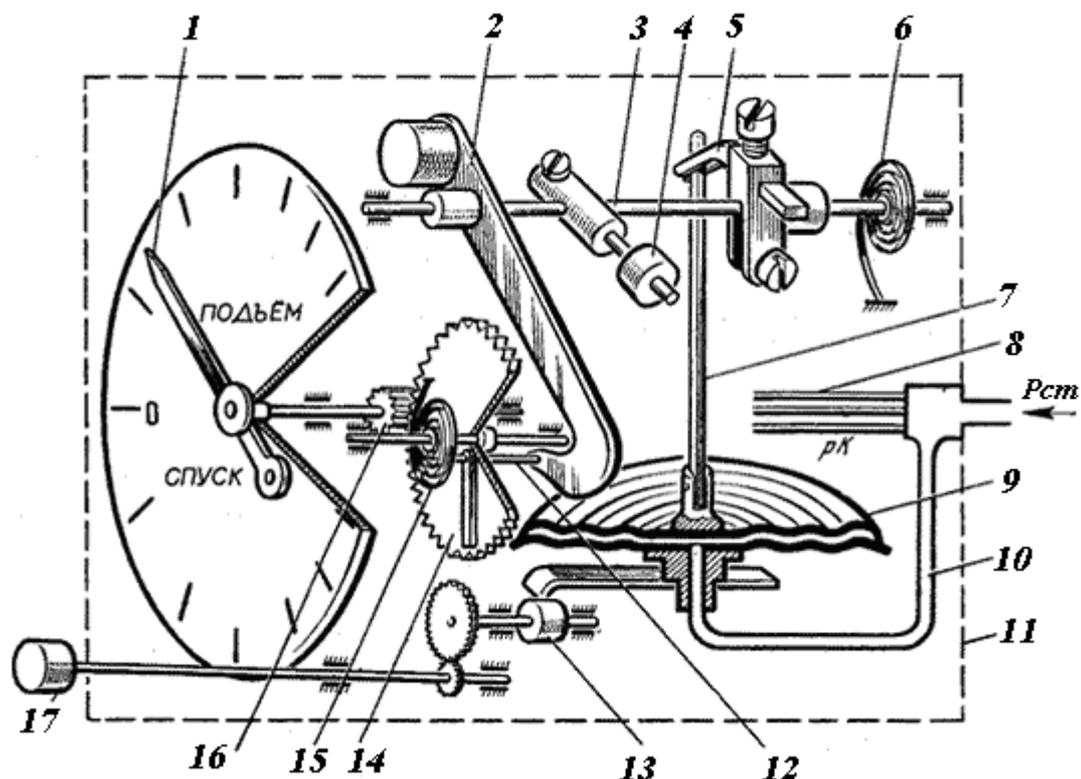


Рис.9. Кинематическая схема вариометра с затухающей шкалой:

1 — стрелка; 2 — рычаг; 3 — ось рычага; 4 — балансир; 5 — поводок; 6 и 15 — спиральные пружины; 7 — тяга; 8 — капилляры; 9 — манометрическая коробка; 10 — трубка для подвода давлений $P_{ст}$; 11 — корпус прибора; 12 — поводок; 13 — эксцентрик; 14 — зубчатое колесо с прорезью; 16 — трубка на оси стрелки; 17 — рукоятка (кремальера) для установки стрелки на нуль

1.5. Приемники воздушных давлений (ПВД)

Система ПВД воспринимает полное и статическое давление и передает их по магистралям (трубопроводам) к чувствительным элементам пилотажно-навигационных приборов и систем, систем управления летательным аппаратом, сигнализаторам, бортовым устройствам регистрации параметров полета. К системе приема воздушных давлений относятся приемники воздушных давлений, коллекторы, влаго-отстойники, краны переключения систем ПВД.

В эксплуатации применяются приемники трех типов. Приемники типа ПВД воспринимают полное и статическое давление, приемники типа ТП-156(М) и ППД-1, ППД-3, ППД-5 воспринимают только полное давление, приемника ПСД — воспринимают только статическое давление. К

дозвуковым относятся ПВД-6М, к сверхзвуковым — ПВД-3, ПВД-4, ПВД-5, ПВД-7 (рис. 10), ПВД-9.

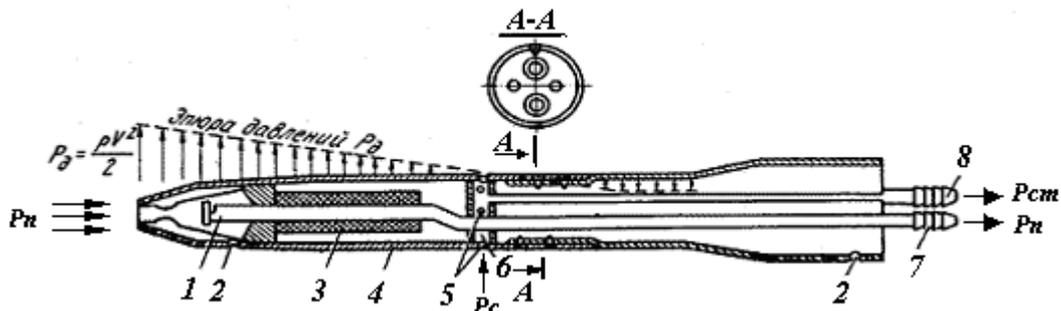


Рис. 10. Приемник воздушных давлений ПВД-7:

4 — трубка полного давления p_n ; 2 — дренажные отверстия; 3 — электрообогревательный элемент; 1 — цилиндрический корпус; 5 — отверстия, служащие для приема статического давления $p_{ст}$; 6 — камера статического давления $p_{ст}$; 7 — штуцер полного давления p_n ; 8 — штуцер статического давления $p_{ст}$

Приемники типа ПВД (кроме ПВД-9), ТП-156 (М), ППД-1 (рис. 11), ППД-3, ППД-5 и некоторые типы приемников статического давления (рис. 12) имеют электрический обогреватель, питаемый от бортовой сети постоянного тока напряжением 27 В.

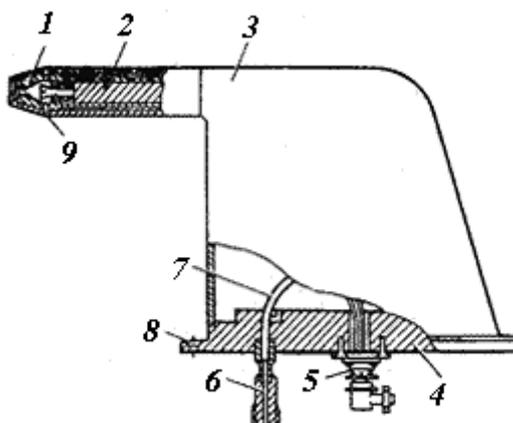


Рис. 11. Приемник полного давления ППД-1:

1 — наконечник; 2 — обогревательный элемент; 3 — кожух; 4 — фланец; 5 — штепсельный разъем; 6 — штуцер; 7 — трубопровод; 8 — крепежное отверстие; 9 — дренажное отверстие

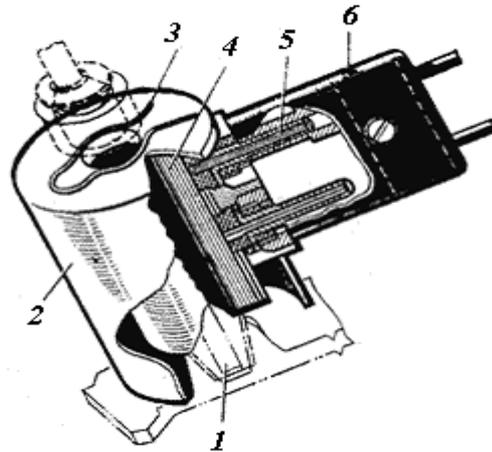


Рис. 12. Приемник статического давления:

- 1 — приемное отверстие; 2 — корпус; 3 — пружина;
4 — обогревательный элемент; 5 — вилка; 6 — розетка

Приемники воздушного давления всех типов монтируются на самолете таким образом, чтобы дренажные отверстия были обращены вниз. Когда самолет находится на стоянке, приемник должен быть зачехлен. Перед полетом чехол снимается. Для уменьшения аэродинамических погрешностей приемники статического давления устанавливаются на плиты. На центральное отверстие приемника ПВД (ППД, ТП) набегающий поток воздуха оказывает давление

$$P_{\text{п}} = P_{\text{ст}} + \frac{\rho V^2}{2}, \quad (26)$$

где $P_{\text{п}}$, $P_{\text{ст}}$ — полное и статическое давление воздуха; ρ — плотность воздуха на высоте полета; V — воздушная скорость полета.

При проверке работы обогревательных элементов приемников воздушного давления (ПВД, ТП, ППД) под током разрешается включать обогрев на земле не более чем на 2 мин. По истечении этого времени поверхность приемников должна быть ощутимо теплой. Величина тока, потребляемого обогревательным элементом приемника, должна находиться в следующих пределах: для ПВД-4 — 7,5—8,5 А; для ПВД-5, ПВД-7 и ПВД-18 — 5,5—6,5 А; для ПВД-6М — 3,4—3,9 А; для ТП-156 (М) — 3,5—5 А; для Г1ПД-1(В) — 6,2—6,8 А; для ППД-3 — 3—5 А; для ППД-5 — 3—6 А.

1.6. Погрешности измерения барометрической высоты и скорости

Высотомерам свойственны погрешности:

- методические;
- инструментальные.

Методические погрешности обусловлены косвенным методом измерения высоты и вызваны изменением

- рельефа местности,
- давления у земли,
- средней температуры столба воздуха,
- случайными вариациями давления на высоте по отношению к давлению, задаваемому стандартной атмосферой.

Методические погрешности, вызванные изменением рельефа местности, могут быть скомпенсированы при наличии информации о рельефе местности или при дополнительной информации об истинной высоте полета.

Погрешность от изменения начального давления p_0 можно определить его уравнениями. Если в момент вылета давление было p_0 , а после оно стало p_1 , то прибор будет показывать

$$H = RT_{\text{cp}} \ln \left(\frac{p_0}{p} \right), \quad (27)$$

хотя правильное показание должно быть

$$H_1 = RT_{\text{cp}} \ln \left(\frac{p_1}{p} \right). \quad (28)$$

Отсюда погрешность измерения будет

$$\Delta H = H_1 - H = RT_{\text{cp}} \ln \left(\frac{p_1}{p_0} \right). \quad (29)$$

Если $p_1 = p_0 + \Delta p_0$, то

$$\Delta H = RT_{\text{cp}} \ln \left(1 + \frac{\Delta p_0}{p_0} \right). \quad (30)$$

Для компенсации этой погрешности весь механизм прибора с помощью кремальеры поворачивают так, чтобы стрелки совмещались с нулевым делением шкалы. При нулевом положении стрелок прибора по шкале барометрического давления можно прочесть показание, соответствующее давлению p_0 на данном аэродроме для определения высоты на аэродроме посадки необходимо по радио получить информацию о давлении на этом аэродроме.

На самолете запрещается отворачивать кремальеру и вращать только шкалу барометрического давления, чтобы установить ее в соответствии с атмосферным давлением на аэродроме. Несоответствие показаний стрелок и

шкалы барометрического давления может быть следствием неисправности прибора. Поэтому если после установки стрелок на нуль показания этой шкалы отличаются от атмосферного давления более чем на определенное число мм. рт. ст., оговоренное в инструкции по эксплуатации высотомера (обычно $\pm 1,5$ — 2 мм рт. ст.), то прибор следует снять с летательного аппарата и проверить на соответствие параметров требованиям технических условий.

Помимо стрелок, высотомер имеет индексы, связанные со шкалой барометрического давления. Если стрелки прибора установить на нуль перед взлетом, то индексы покажут высоту места взлета относительно уровня, на котором давление равно 760 мм. рт. ст.

Если фактическая температура столба воздуха T_{cp}' отлична от температуры T_{cp} по МСА, то

$$H_1 = RT_{\text{cp}}' \ln \left(\frac{p_0}{p} \right) \quad \text{и} \quad H = RT_{\text{cp}} \ln \left(\frac{p_0}{p} \right) \quad (31)$$

Отсюда

$$\Delta H = \left(\frac{\Delta T}{T_{\text{cp}}} \right) H, \quad (32)$$

где $\Delta T = T_{\text{cp}}' - T_{\text{cp}}$.

Для компенсации этой погрешности необходимо измерить фактическую температуру воздуха на высоте полета, а сведения о температуре у земли T_0 получать по радио. Рассматриваемая погрешность, пропорциональная высоте полета H , на малых высотах мала, и ею можно пренебречь.

Для оценки методической погрешности, обусловленной случайными вариациями давления на высоте полета, предположим, что высотомер является нелинейным звеном, преобразующим измеряемую случайную функцию $p = p(t, x, y, z)$ времени и координат в показание прибора $H(t, x, y, z)$, также являющееся случайной функцией.

Для приближенной оценки связи между случайными функциями p и H предположим, что измеряемое высотомером абсолютное давление

$$p = p_0 + \dot{p}, \quad (33)$$

где p_0 – математическое ожидание p по МСА, а \dot{p} – центрированная случайная величина, причем $p_0 \gg \dot{p}$. Показание высотомера представим в виде

$$H = H_0 + \dot{H}, \quad (34)$$

где H_0 и \dot{H} имеют аналогичный смысл, причем $H_0 \gg \dot{H}$.

$$\dot{H} = -RT_{\text{ср}} \frac{\dot{P}}{P_0}. \quad (35)$$

Следовательно, в первом приближении случайные методические погрешности пропорциональны случайным вариациям абсолютного давления в атмосфере.

Аэродинамическая поправка. С изменением числа M в полете происходит изменение эпюры давлений вдоль приемника ПВД. При этом у отверстий приемника ПВД давление становится отличным от статического давления на данной высоте полета. Это вызывает увеличение методической погрешности высотомера. Для устранения этой погрешности применяют вычислители аэродинамических поправок. Поправка, определяемая вычислителем, вводится в показания высотомера. Указатели с аэродинамической поправкой обеспечивают более точное выдерживание заданного эшелона по высоте полета.

1.7. Назначение системы воздушных сигналов

Одним из важнейших параметров полета летательного аппарата (ЛА) является его скорость. В основу принципа действия современных бортовых средств измерения параметров движения летательного аппарата (ЛА) в воздушной среде положен аэрометрический метод. С развитием авиационной техники возросли требования к точности измерения аэрометрических параметров.

Скорость полета ЛА измеряют относительно воздуха и относительно земли. При этом различают истинную воздушную скорость V – скорость полета относительно воздуха, путевую скорость W – скорость относительно Земли, и приборную (индикаторную) скорость $V_{\text{пр}}$ – скорость полета в предположении, что скоростной напор постоянный на всех высотах. Безразмерной характеристикой скорости полета является число M полета, равное отношению истинной воздушной скорости V к скорости звука a , т.е. $M=V/a$. Путевая скорость W равна геометрической сумме горизонтальных составляющих истинной воздушной скорости $\overline{V_{\Gamma}}$ и скорости ветра $\overline{U_{\Gamma}}$, т.е.

$$\overline{W} = \overline{V_{\Gamma}} + \overline{U_{\Gamma}} \quad (1)$$

Скорость полета является векторной величиной, для определения которой необходимо знать модуль и направление. Направление вектора истинной воздушной скорости в системе координат, связанной с осями ЛА, определяется углами атаки α и скольжения β . Следовательно, для полного

определения вектора воздушной скорости необходимо измерять модуль вектора и угла атаки и скольжения. В целях удобства пилотирования отдельно измеряют вертикальную скорость V_h , являющуюся вертикальной составляющей скорости полета ЛА, причем $V_h = dh/dt$. Приборы, предназначенные для измерения указанных выше скоростей, называются соответственно указателями истинной воздушной скорости, индикаторной скорости, числа M , а приборы, измеряющие вертикальную скорость, называются вариометрами.

С развитием авиационной техники возросли требования к точности измерения аэрометрических параметров. Информация о величинах аэрометрических параметров используется на современных ЛА не только для визуального отображения на приборной доске летчика. Она поступает и в различные системы ЛА в виде электрических сигналов. Для этого используются различные устройства (датчики воздушной скорости, датчики высоты и др.). Число таких устройств на ряде ЛА значительно. Кроме того, велико число каналов связи с потребителями. Чтобы уменьшить массу комплекса, необходимо добиваться минимальных габаритов отдельных приборов, что обычно противоречит требованиям повышения точности. Все это привело к широкому внедрению единых систем вычисления основных аэрометрических параметров полета и выдачи сигналов о них потребителям. Такие аэрометрические системы называют системами воздушных сигналов (СВС). Они являются важной составной частью современных пилотажно-навигационных и информационных комплексов высотно-скоростных параметров. Новое поколение СВС представляют цифровые системы воздушных сигналов. Применение в них специализированных цифровых вычислителей и прецизионных первичных измерительных преобразователей воздушных давлений позволило существенно повысить точность измерения аэрометрических параметров полета и расширить функциональные возможности СВС. Важные достоинства цифровых вычислителей – стабильность характеристик, исключающая необходимость эксплуатационных регулировок, и удобство согласования их выходных сигналов со входами БЦВМ. Цифровые СВС отвечают современному направлению развития бортовых измерительных систем, связанному с широким внедрением в них цифровой вычислительной техники. От точности и надежности СВС зависят эффективность применения ЛА и безопасность полетов. Таким образом, системы воздушных сигналов занимают важное место в составе бортового оборудования современных ЛА.

1.8 Система воздушных сигналов

Система воздушных сигналов выпускается четырех модификаций: СВС1-72-1, СВС1-72-2, СВС11-72-3, СВС11-72-4, предназначенных для вычисления основных аэрометрических параметров полета самолета и выдачи данных о них потребителям.

Указанные модификации отличаются диапазоном решаемых параметров, количеством указателей и электрических выходов по каждому параметру. Рассмотрим данную систему с точки зрения измерения скорости и числа M .

Унифицированная система воздушных сигналов СВС-72 предназначена для вычисления и выдачи потребителям:

- абсолютной барометрической высоты H_a ;
- относительной барометрической высоты H ;
- истинной воздушной скорости V ;
- приборной скорости $V_{пр}$;
- числа Маха M ;
- статистического давления p ;
- температуры наружного воздуха T .

Указанные параметры выдаются потребителям (в бортовую ЦВМ, контрольно-записывающую аппаратуру, самолетный ответчик и др.) в виде: напряжения с синусно-косинусного трансформатора СКВТ (H, V, M); относительного сопротивления r ($H_a, H, V, M, V_{пр}, p, T$).

Под относительным сопротивлением понимается отношение сопротивления токосъемного участка потенциометра, с которого снимается сигнал, к его полному сопротивлению.

Параметры H, V, M, T кроме того индицируются.

В состав системы СВС11-72-3 входят:

- блок воздушных параметров БВП-7;
- комбинированный указатель числа M и скорости УМС-2,5;
- указатель высоты УВ-30-3;
- приемник температуры заторможенного воздуха П-69-2М (в комплект не входит).

Системы СВС-72 могут совместно работать с указателями температуры типа УТ-1М и указателями-повторителями высоты и скорости УВ-П и УС-П. Указатели УВ-П и УС-П поставляются только в комплекте СВС1-72-1. При этом для их работы используется по одному потенциометрическому выходу V и H .

При наличии в комплекте СВС-72 указателя температуры на самолете устанавливаются два приемника П-69-2М или один П-69-4 (СВС1-72-1).

Вычисление параметров полета во всех СВС выполняется по единым градуировочным формулам аэрометрических приборов.

Число М определяется, как функция отношения динамического рд и статического р давлений (рд- полное давление заторможенного потока воздуха):

$$\frac{p_D}{p} = f(M) \quad (2)$$

$$\text{где } f(M) = \begin{cases} (1 + 0.2M^2)^{3.5} - 1 \\ \frac{166.9216M^7}{(7M^2 - 1)^{2.5}} - 1 \end{cases}$$

Для вычисления истинной воздушной скорости используется соотношение

$$V = aM = f(M) \sqrt{T_t}, \quad (3)$$

Где а- скорость звука на высоте полета; $a = \sqrt{kRT} = c\sqrt{T}$

к- показатель адиабаты ($k=1,4$);

$$c = 20,046796 \text{ м/сК}^{-0.5}.$$

Приборная скорость $V_{пр}$ есть условная величина, получаемая пересчетом динамического давления рд в величину скорости при стандартной плотности воздуха ρ_c и температуре T_c . Формулы пересчета имеют вид

$$\frac{p_D}{p_c} = f(V_{пр}), \quad (4)$$

$$\text{где } f(V_{пр}) = \begin{cases} \left[1 + 0.2 \left(\frac{V_{пр}}{a_c}\right)^2\right]^{3.5} - 1 & \text{при } V_{пр} \leq a_c; \\ \frac{166.9216 \left(\frac{V_{пр}}{a_c}\right)^7}{\left[7 \left(\frac{V_{пр}}{a_c}\right)^2 - 1\right]^{2.5}} - 1 & \text{при } V_{пр} > a_c; \end{cases} \quad (5)$$

$a = \sqrt{kRT_c} = 340.224 \text{ м/с}$ - стандартная скорость звука .

Приведенные градуировочные формулы решаются в СВС11-72-3 электромеханическими счетно-решающими устройствами, которые состоят из индукционных систем (решение $V_{пр}$) и самобалансирующихся электрических мостов (решение числа М).

Решение выходных параметров производится на типовых мостовых схемах:

- потенциометрической мостовой схеме деления- числа M ;
- реостатной мостовой схеме умножения- V .

В мостовых схемах применены потенциометры прецизионные многооборотные линейные и функциональные типа ППМЛ или ППМФ-М. Исключение составляет потенциометр, с которого снимается сигнал, пропорциональный числу M (СВС1-72-1), однооборотный со средней точкой (ПТП).

1.9 Принципиальная схема устройств СВС

На рисунке 1 представлена принципиальная электрокинематическая схема датчика статического давления. Рассмотрим ее работу. При изменении высоты полета статическое давление p воспринимается чувствительным элементом - блоком анероидных коробок АЧЭ. В результате изменения p происходит механическое перемещение верхнего центра блока. Оно через биметаллическую скобу 1 и тяги 5 преобразуется во вращательное движение якоря Ш-образного индукционного датчика ИД1 (ось вращения O_2) и приводит к нарушению равенства зазоров δ_1 и δ_2 между якорем и сердечником магнитопровода. Вследствие этого возникает неравенство магнитных сопротивлений правой и левой части магнитопровода. Так как вторичные обмотки ИД, расположенные на крайних стержнях, включены встречно, на выходе индукционного датчика появляется напряжение, равное разности ЭДС, наводимых во вторичных обмотках. Обмотка возбуждения расположена на среднем стержне. Сигнал ИД через согласующую плату ПЛ1 подается на вход усилителя У1 в сумме с сигналом тахогенератора Г1, снимаемого с резистора R3 выхода У1 через блок согласования БС1, и поступает на управляющую обмотку двигателя М1 (ДФ-0.5ТА), который через понижающую передачу ПП1, корректор, червячную пару и кулачок К4 поворачивает качалку с укрепленным на ней статором ИД до восстановления равенства зазоров δ_1 и δ_2 . Одновременно с приведением системы в равновесное состояние перемещаются щетки выходных потенциометров. Выходной сигнал $r(p)$ выдается с функционального потенциометра П2, входящего в мостовую схему решения числа M . В равновесном состоянии следящей системы ($\delta_1 = \delta_2$) функциональными потенциометрами П3-П5 выдаются сигналы $r(Ha)$. Потенциометр П3 входит в схему моста решения H , потенциометры П4 и П5 выдают сигналы $r(Ha)$ потребителям.

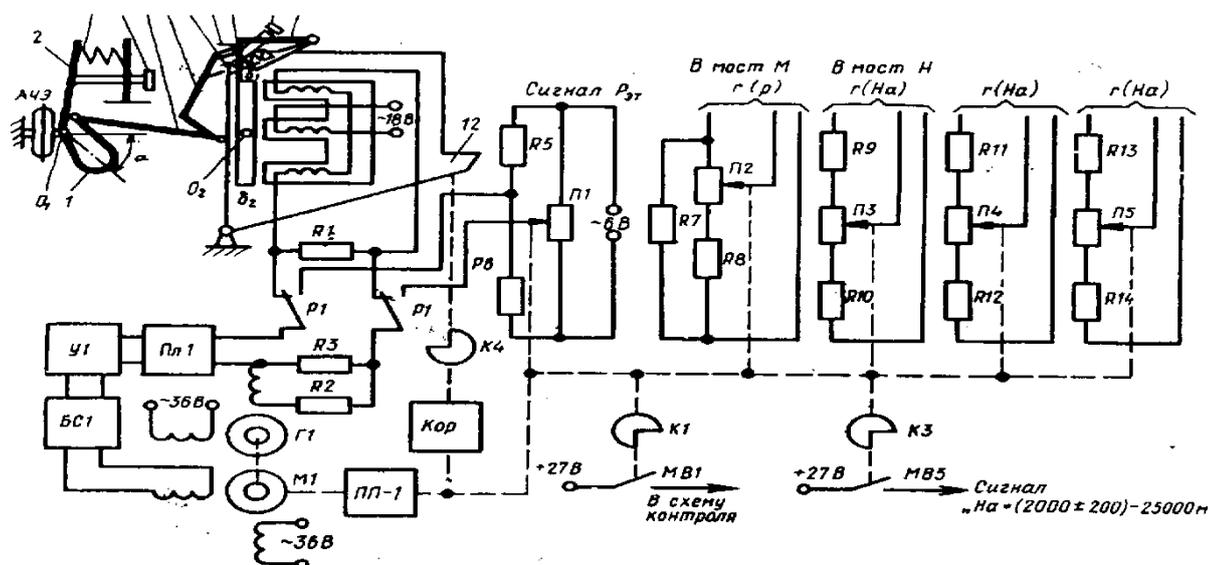


Рис.1. Принципиальная электрокинематическая схема датчика статического давления

Применение кулачка К 4 обусловлено тем, что используемые многооборотные функциональные потенциометры типа ППМФ-М не позволяют реализовывать функцию $H_a=f(p)$ вследствие значительной крутизны ее характеристики. Резисторы R7-R14 являются масштабными. Лекальный корректор используется при заводской юстировке датчика. Температурная погрешность чувствительного элемента АЧЭ компенсируется биметаллической скобой 1, один конец которой шарнирно связан с подвижным центром АЧЭ, другой- с тягой 5.

При изменении температуры окружающей среды биметаллическая скоба, разгибаясь, переместит точку крепления тяги 5 со скобой 1, осуществляя тем самым компенсацию 1-го рода. При изменении величины статического давления верхний центр АЧЭ, перемещаясь, повернет биметаллическую скобу вокруг точки O_1 , в результате чего смещение от температурного прогиба скобы изменится, осуществляя температурную компенсацию 2-го рода. Поворот биметаллической скобы вокруг точки O_1 при движении верхнего центра АЧЭ происходит благодаря применению планки 2, которая жестко скреплена с одним концом скобы, а пружиной 3 прижата к регулировочному винту 4, и при изменении давления меняется угол наклона скобы α к осевой линии АЧЭ. Защита АЧЭ от перегрузки при резком изменении высоты, когда якорь ИД из-за запаздывания отработки может повернуться до упора, обеспечивается поворотом качалки 6 относительно оси 9 (эта ось прижимается к качалке 8 пластинчатой пружиной, не показанной на рисунке).

Винтом 10 регулируется начальное положение ИД1. При его вращении изменяется положение качалки 8 относительно планки 11 и ось 9 качалки 6

смещается вдоль планки 11, вызывая поворот якоря ИД1, который отрабатывается следящей системой датчика. Пружина 7 выбирает свободные ходы качалок 6 и 8. Разовый сигнал при $H_a = 2000 \pm 200$ м формируется микро выключателем МВ3 и его кулачком К3. Профилировка кулачка К5 и потенциометров П9, П10 выдачи сигналов $r(V_{пр})$ потребителям осуществляется в соответствии с формулами (4) и (5). С функционального потенциометра П8 выдается сигнал (p) в мос числа М. Встроенный контроль работоспособности датчика $p(pд)$ осуществляется подключением контактами реле Р1 ко входу усилителя У1 (У2) вместо ИД1 (ИД2) мостовой схемы формирования эталонного сигнала Рэт (Рдэт), состоящей из тарировочных резисторов R5, R6 (R19-R20) и функционального потенциометра П1

(П7), закон профилировки которого одинаков с законом профилировки кулачка К4 (К5). Реле Р1 срабатывает при нажатии кнопки Кн1 КОНТРОЛЬ на БВП-7 или при подаче сигнала КОНТРОЛЬ СВС напряжением +27В на диод VD4. Если вычисленные контрольные значения $H_{эт}$ и $V_{прэт}$ находятся в пределах допусков (погрешности не превышают более чем в 1.5 раза допустимые погрешности измерения параметров при $t = +25$ С), кулачки К1 и К2 замыкают микро выключатели МВ1 и МВ2 соответственно. При этом на лампы сигнализации Л1 и Л2 подается напряжение +27 В. Для проверки исправности ламп служит кнопка Кн2 КОНТРОЛЬ ЛАМП. Сигнал исправности СВС по электропитанию выдается в виде напряжения +27 В через контакты реле Р2, обмотка которого подключена к трансформатору Тр1 питания СВС напряжением переменного тока 115 В частотой 400 Гц (на схеме не указан). Переменное напряжение выпрямляется диодом VD1. Конденсатор С3 служит для сглаживания пульсаций выпрямленного напряжения. Сигнал исправности СВС по электропитанию снимается при отсутствии любого из напряжений (+27 или 115 В, $f=400$ Гц). Встроенный контроль работоспособности датчиков не охватывает чувствительных элементов индукционных датчиков корректоров, кулачков и осуществляется лишь в одной точке диапазона измеряемых давлений. Конструктивно каждый датчик выполнен в отдельном легкоъемном корпусе, в котором смонтированы все элементы датчика, за исключением усилителя.

Усилитель типа УСС-2 включает предварительный усилитель напряжения на микросхеме УТ401А и транзисторе 2Т312Б и представляет собой двухканальный трехкаскадный усилитель мощности. Для увеличения коэффициента усиления используется положительная обратная связь по переменному току. На плате Пл смонтированы согласующие входные резисторы в блоке согласования- элементы делителя напряжения цепи положительной обратной связи усилителя, конденсаторов развязки цепи

нагрузки по постоянному току, согласующий RC-фильтр и фазосдвигающий конденсатор цепи обмотки возбуждения двигателя. Три трансформатора с двумя блоками выпрямителей, размещенные в блоке БВП-7, обеспечивают развязку по цепям питания постоянным и переменным током элементов вычислительной схемы системы. Указатель числа M и скорости УМС-2.5, принципиальная электро-кинематическая схема которого представлена на рисунке 2, включает большинство элементов двух самостоятельных каналов - решения и выдачи числа M и истинной - воздушной скорости V . На схеме указаны также элементы других блоков, которые необходимы для пояснения принципа работы мостов числа M и V .

Мост числа M составляет функциональный потенциометр П1-7 обратной связи следящей системы и функциональные выходные потенциометры П2, П3 датчиков p и p_d соответственно.

В схеме предусмотрено изменение коэффициента скоростной обратной связи в зависимости от значения числа M механизмом переключения МП1-1. Согласование масштабов обеспечивается резисторами R1-23, R1-25 в цепи потенциометра П1-7. Для решения V используется реостатный мост умножения переменного тока. Три плеча моста составляют постоянный резистор R1-5, функциональный потенциометр П1-1 обратной связи следящей системы и потенциометр П1-8, который профилируется в соответствии с функцией $f_v(M)$. Четвертое плечо образуют резисторы R1-3, R1-4 и терморезистор R1-17 датчика П-69-2М, сопротивление которого зависит от температуры T_T . Мост питается напряжением переменного тока. Для стабилизации качества переходных процессов моста во всем рабочем диапазоне обмотка возбуждения генератора Г1-1 включена в цепь питания моста. Сигналы V выдаются линейными многооборотными потенциометрами П1-2 – П1-5 и вращающимся трансформатором ТрВ1-1. Значение V показывает узкая стрелка комбинированного указателя. При встроенном контроле СВС в указателе УМС-2.5 срабатывает реле Р1-1, контакты которого подключают вместо терморезистора R1-17 П-69-2М эталонный резистор R1-2 в плечо моста. Индицируемые значения M и V должны соответствовать их эталонным значениям с погрешностями, не превышающими установленных допусков: $M=0.693 \pm 0.03$; $V=800 \pm 30$ км/ч. На рисунке 2 представлен внешний вид СВС 72. На рисунке 3 показана Принципиальная электрокинематическая схема указателя УМС-2.5.



Рис.2 Внешний вид СВС 72

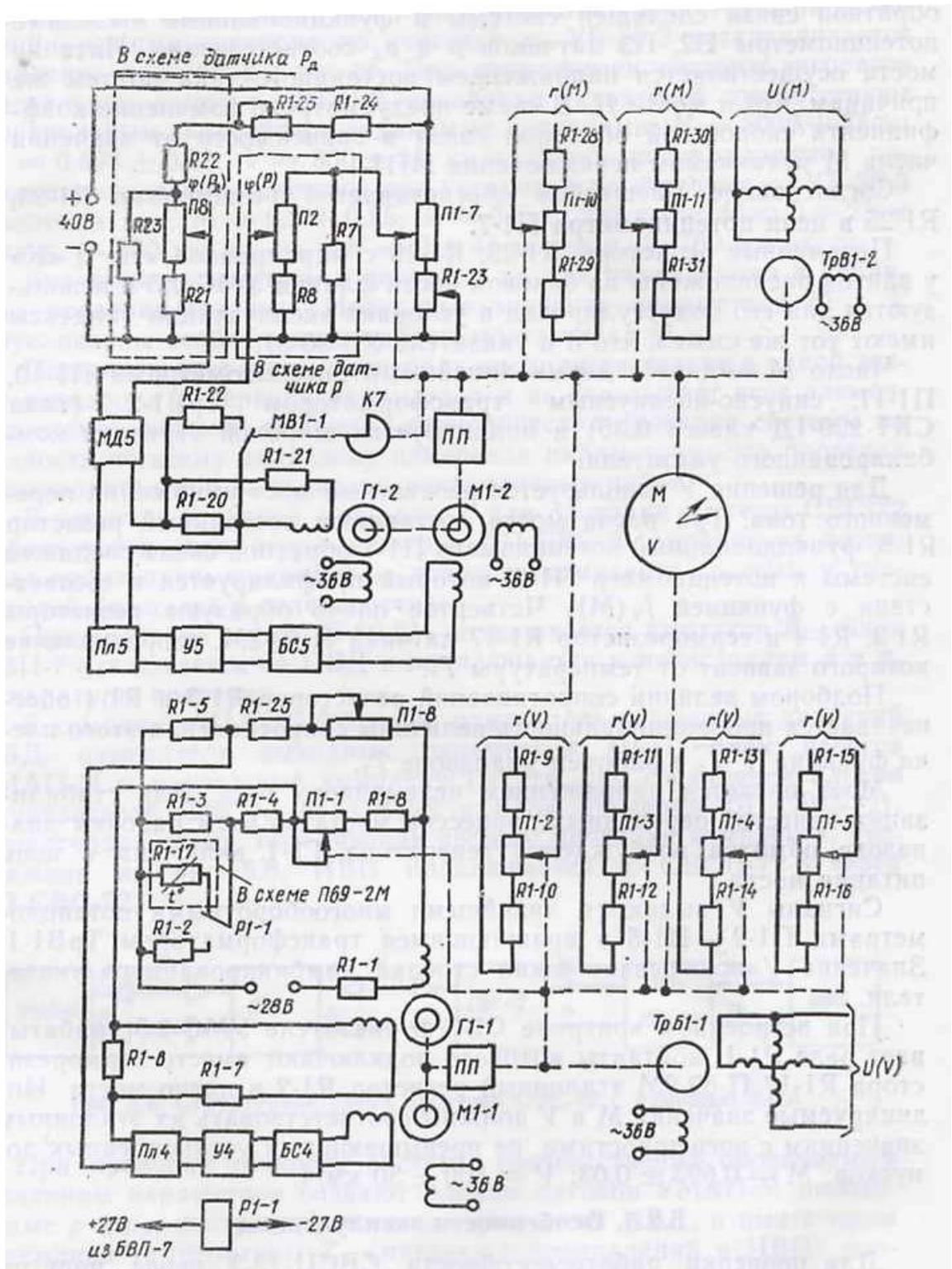


Рис.3. Принципиальная электрокинематическая схема указателя УМС-2.5

1.10 Основные технические характеристики СВС

Основные технические параметры Системы воздушных сигналов представлены в таблице 1.

Таблица 1

Основные технические параметры системы воздушных сигналов

Параметр	Диапазон измерения	Допустимые погрешности		
		При Н, км выходов, %	индикации	электрических
М	0.3-2.5	0	±0.02	±0.74
		15	±0.02-0.03	±0.74-1.0
		25	±0.04	±1.38
V	350-2500 км/ч	0	±15-20 км/ч	±0.58-0.7
		15	±20-25 км/ч	±0.8-0.98
		25	±25-35 км/ч	±0.98-1.33
Vпр	200-1400 км.ч	0-25	-	±0.67

Система воздушных сигналов с указателем высоты ВБЭ-СВЭ (далее по тексту - система) предназначена для измерения, вычисления и выдачи в бортовые системы информации о высотно-скоростных параметрах, индикации барометрической высоты и высоты эшелона, задания высоты эшелона, а также выдачи визуальных и электрических сигналов об отклонении от заданной высоты эшелона.

Система обеспечивает:

- измерение, вычисление и выдачу информации в виде последовательного двоичного кода об аэродинамических параметрах, указанных в Таблице 2.

- индикацию в метрах и футах относительной барометрической высоты Нотн, откорректированной с учетом аэродинамических поправок по высоте и скорости для типа самолета.

- ручную установку, индикацию в метрах и футах, выдачу электрического сигнала заданной высоты эшелона Нэ

- ручную установку и индикацию в гПа атмосферного давления у земли;

- ручную установку и сигнализацию о выставке атмосферного давления у земли равного 1013,25 гПа;

- сигнализацию о полете на высоте менее 1000 м;

- сигнализацию при прохождении в диапазоне отклонения от заданной высоты эшелона на 60-150 м;

- сигнализацию и выдачу электрического сигнала при отклонении от заданной высоты эшелона более чем на 150 м;

- подавление визуальной сигнализации при отклонении от заданной высоты эшелона более чем на 150 м;

- выдачу электрического сигнала для звуковой сигнализации при входе самолета в зону, ограниченную отклонением на 150 м от заданной высоты эшелона и при выходе самолета из зоны, ограниченной отклонением на 60 м от заданной высоты эшелона.

Технические характеристики СВС

Таблица

2

Наименование и обозначение параметра	Диапазон измерения	Предел допускаемой погрешности	Диапазон действия погрешности	Адрес ДК	Интервал передачи в мес.		Кол-во значащих разрядов	Цена младшего разряда
					Мин.	Макс.		
Высота абсолютная (Набс), м	- 503-15240	± 4.6 ± 6.1 ± 12.2 ± 24.4	- 503 3048 9144 15240	203	31.3	62.5	17	0.3048
Высота относительная (Нотн), м	0 - 15240	± 6.1 ± 12.2 ± 24.4	3048 9144 15240	220	31.3	62.5	17	0.3048
Высота относительная (Нотн), м	0 - 15240	± 6.1 ± 12.2 ± 24.4	3048 9144 15240	204	31.3	62.5	17	0.3048
Вертикальная скорость (Vy), м/с	±201	5% 0.15	±201 0	212	31.3	62.5	11	0.08128
Приборная скорость (Vпр.), км/ч	55.5 - 832	±9.3 ±3.7 ±1.85	111 185 832	206	62.5	125	14	0.11575
Истинная скорость (Vист.), км/ч	185 - 1108	±7.4	185 - 1108	210	62.5	125	15	0.11575
Температура наружного воздуха (Тн). С	- 99 - +60	±1	- 99 - +60	213	250	500	11	0.25

Число М (М), ед. числа М	0.1 –	±0.015	M=0.1	205	62.5	125	16	0.0000625
	1.0	±0.005 ±0.004	M=0.6 M=0.7 6100<H < ±0.003 12200 M=0.8 7625<H < ±0.003 13725 M=0.9 7625<H < ±0.004 13725 M=0.95 7625<H < ±0.01 13725 M=1.0					

Температура торможения (Тт), С	- 60 - + 99	±0.5	- 60 -+ 99	211	250	500	11	0.25
Полное давление (Рп), гПа	115,5 - 1150	±1.7	11.5-1150	242	62.5	125	16	0.03125

Высота эшелона (Нэ), м	0-1500	-	-	102	100	200	16	0.3048
Состояние			-	371				

Система обеспечивает вычисление и выдачу приведенных выше параметров при подаче на входы следующих сигналов:

- статистического давления от 115,5 до 1074 гПа;
- полного давления от 115,5 до 1150 гПа;
- давления у поверхности земли от 577 до 1075 гПа;
- температуры торможения от минус 60 до 99 С в виде активного сопротивления с приемника П104.

Диапазон задания и индикации высоты эшелона от 300 до 12100 м (от 1000 до 41000 футов).

Диапазон задания и индикации атмосферного давления у земли от 577 до 1075 гПа.

Погрешность индикации относительной барометрической высоты при выставленном атмосферном давлении у земли 1013,25 гПа не превышает значений указанных в таблице 3.

Допускаемая погрешность при определенной высоте

Таблица 3

Высота, м	Допускаемая погрешность
0	10
3000	15
9000	25
12000	25
15000	30

Погрешность выдачи сигналов об отклонении от заданной высоты эшелона не превышает значений допускаемой погрешности по относительной барометрической высоте на каждой проверяемой точке.

Система выдает информацию о текущих значениях высотно-скоростных параметров в виде 32-разрядного дуполярного последовательного кода по ГОСТ 18977-79 и РТМ 1495-75 / При этом в одиннадцатом разряде кодового слова Нэ содержится признак "1" при отклонении более 150 м от заданной высоты эшелона, а в одиннадцатом разряде кодового слова Нотн содержится признак "1" при установке атмосферного давления у земли, равного 1013,25 гПа. Скорость передачи информации 12,5 кбит/с

Система выдает визуальный сигнал в виде "=" в старшем разряде индикатора высоты при значении Нотн меньше 1000 м, а при значении Нотн меньше 0 м – знак "-" перед значащей цифрой.

Система выдает визуальный сигнал в виде постоянно видимой рамки вокруг заданного значения эшелона при отклонении текущей высоты от заданной более чем на 150 м. При отклонении от заданной высоты эшелона в пределах от 60 до 150 м рамка находится в режиме мигания с частотой (2,6 | 0,6) Гц. При отклонении от заданной высоты эшелона менее 60 м индикация Нэ и рамка отсутствуют.

Время готовности системы не превышает одной минуты.

Электропитание системы осуществляется от бортовых источников постоянного тока напряжением 27 В. Внешний вид системы показан на рис.4. Система представляет собой конструкцию, состоящую из отдельных функциональных узлов, соединенных между собой механически и электрически.

Конструктивно система состоит из следующих узлов:

- узла датчиков статистического и полного давлений (1);
- узла вычислителя (6);
- узла индикации (15).

Указанные узлы размещены на корпусе (16) и закрыты кожухом (7). На узле датчиков (1) размещены штуцеры статистического (2) и полного давлений (3), а также электрические соединители (4) и (5) для подключения к электрическим цепям объекта. Индикация параметров в системе производится на жидкокристаллическом индикаторе. Индикация параметров Нотн, Нэ, Рз, обозначения и стрелка выполнены черным цветом на светлом фоне, при этом при изменении в метрах фон – светло-зеленый, а при измерении в футах фон – желтый. Деления и цифры круговой шкалы черного цвета совпадают с цветом светлого фона.

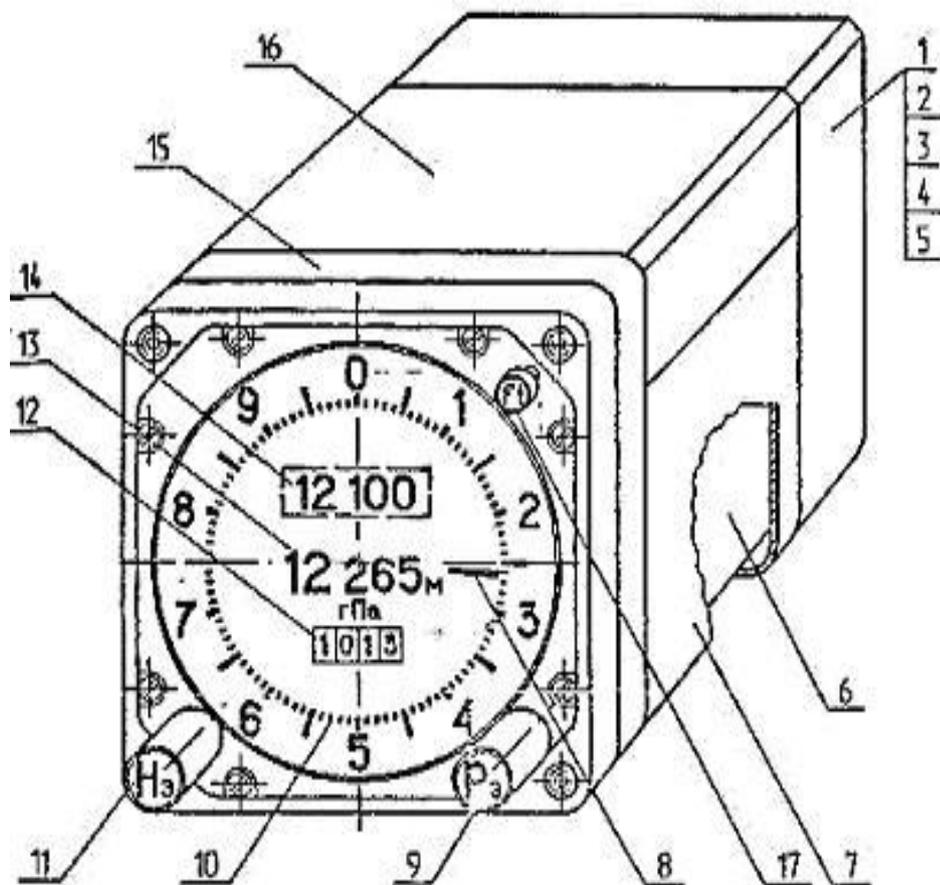


Рис.4 Внешний вид указателя высоты ВБЭ-СВЭ

- | | |
|--------------------|-------------------|
| 1 Узел датчиков | 10 Круговая шкала |
| 2 Штуцер Pст | 11 Кремальера Нэ |
| 3 Штуцер Pн | 12 Счетчик Pз |
| 4 Соединитель X1 | 13 Счетчик Нотн |
| 5 Соединитель X2 | 14 Счетчик Нэ |
| 6 Узел вычислителя | 15 Узел индикации |
| 7 Кожух | 16 Корпус |
| 8 Стрелка | 17 Кнопка F1 |
| 9 Кремальера Pз | |

Индикатор имеет:

круговую шкалу (10) с диапазоном 1000 м (футов) с дискретностью 10 м (футов);

- подвижную стрелку (8), перемещающуюся с шагом 10 м (футов);

- пятиразрядный счетчик относительной барометрической высоты (13) с дискретностью 5 м (футов);

- пятиразрядный счетчик заданной высоты эшелона (14) с дискретностью 100 м (1000 футов);

- четырехразрядный счетчик атмосферного давления у земли (12) с дискретностью 1 гПа.

На узле индикации (15) имеются две кремальеры (9) и (11) и кнопка (17), которые после работы с ними при отпускании устанавливаются в нейтральное положение. Кремальера (9), расположенная в правом нижнем углу и имеющая маркировку "Рз", служит для установки на счетчике Рз (12) значения атмосферного давления у земли при повороте ее до упора влево или вправо от нейтрального положения.

Кремальера (11), расположенная в левом нижнем углу и имеющая маркировку "Нэ", служит для установки на счетчике Нэ (14) значения заданной высоты эшелона при повороте ее до упоров.

1.11 Структурная схема СВС

Структурная схема системы представлена на рис.5.

Система представляет собой специализированную цифровую вычислительную машину, выполненную на базе микропроцессорного комплекта, состоящую из датчиков статистического и полного давлений (ДД), цифрового вычислителя (В) и блока индикации (УИ) с органами управления (ОУ).

Основным устройством вычислителя в системе является центральный процессор (ЦП), который совместно с постоянным запоминающим устройством программы выполняет циклически последовательность команд, обеспечивающую функционирование системы. При этом ЦП управляет работой всех внешних устройств, производит вычисление значений параметров и выполняет подпрограмму контроля.

Частотный преобразователь (ЧП) предназначен для преобразования частотных сигналов датчиков в двоичный код. ЧП преобразует информацию по двум каналам от датчиков Рст и Рп и одному каналу контрольной частоты.

Аналого-цифровой преобразователь (АЦП) предназначен для преобразования входной аналоговой информации первичных датчиков в десятиразрядный двоичный код. Сигналы первичных датчиков во входных устройствах узла АЦП преобразуются в один вид постоянное напряжение, меняющееся в диапазоне от 0.1 до 9.9 В.

Частотный преобразователь (ЧП) предназначен для преобразования частотных сигналов датчиков в двоичный код. ЧП преобразует информацию по двум каналам от датчиков Рст и Рп и одному каналу контрольной частоты.

Входными сигналами АЦП являются:

- Сигнал приемника температуры торможения
- Сигналы температурного канала датчиков;
- Сигнал контрольного напряжения. Запоминающее устройство (ЗУ)

включает в себя постоянное запоминающее устройство (ПЗУ) и оперативное запоминающее устройство (ОЗУ) и предназначено для хранения программы

вычислений, констант и промежуточных результатов при вычислениях. Приемное устройство (ПУ) предназначено для приема разовых команд. Выходное устройство (ВУ) предназначено для выдачи потребителям информации в виде последовательного двуполярного кода (БПК), кодовых сигналов на устройство индикации системы (УИ) и электрических сигналов на устройство звуковой сигнализации системы (УЗС). Обмен информацией ЦП с устройством ВУ осуществляется в программном режиме.

Устройство индикации (УИ) предназначено для преобразования кодовой информации в визуальную информацию. Устройство звуковой сигнализации (УЗС) предназначено для преобразования кодовой информации в электрический сигнал на переговорное устройство самолета. Датчики давления предназначены для восприятия полного и статистического давлений, поступающих по пневмотракту на вход системы, и преобразования их в частотные сигналы. Источник питания (ИП) предназначен для выработки вторичных напряжений питания.

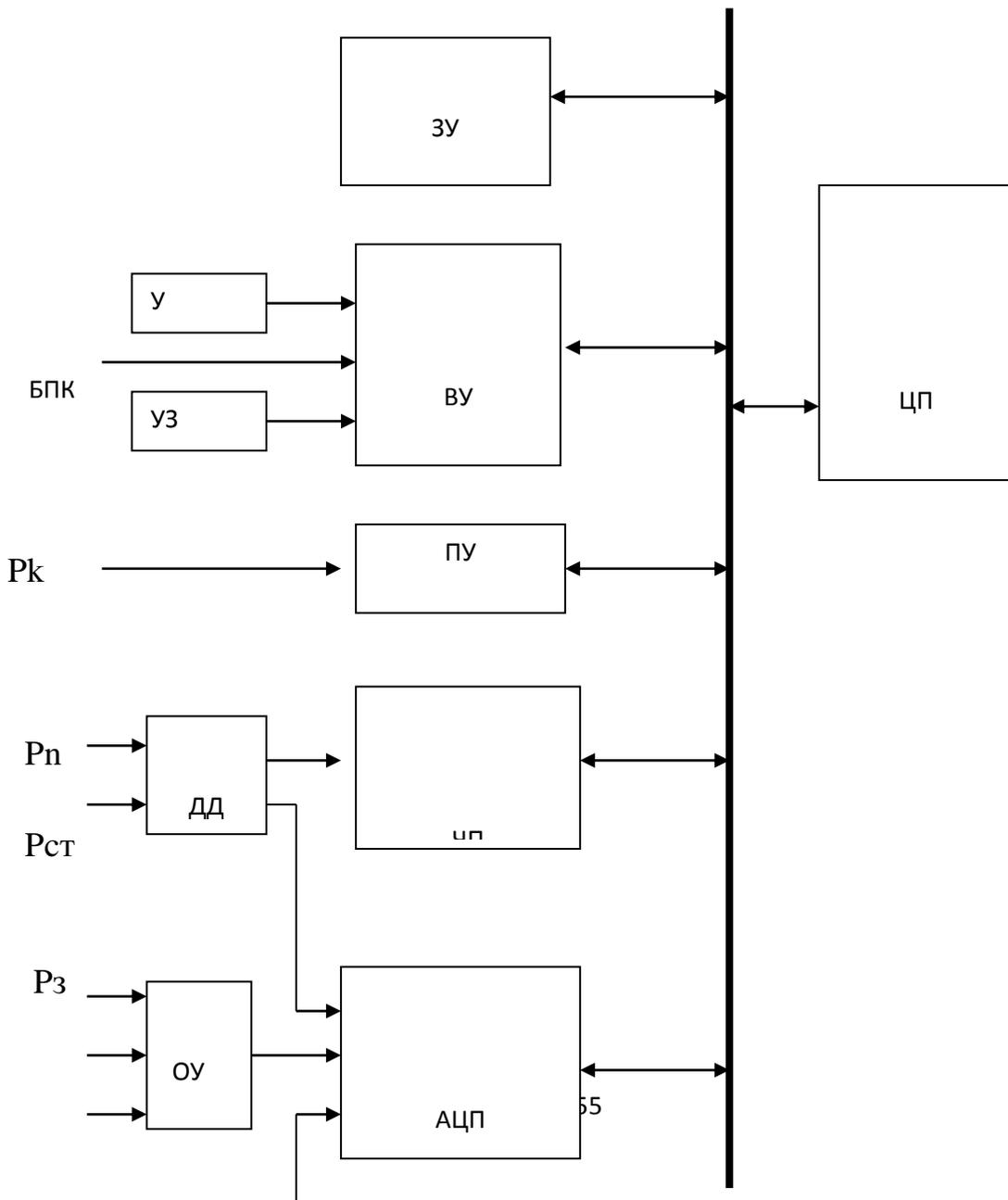


Рис. 5 Структурная схема системы СВС

1.12 Средства контроля

В системе предусмотрены аппаратно-программные встроенные средства контроля, которые позволяют контролировать исправность отдельных устройств и сигнализировать об исправности системы.

Для контроля устройства ЧП, АЦП предназначены дополнительные входные контрольные каналы, по которым поступает фиксированная информация (частота, напряжение), которая затем преобразуется в код и процессор сравнивает эту информацию с константами, хранящимися в запоминающем устройстве. Результаты сравнения записываются в контрольное слово системы, формируемое процессором. Запоминающее устройство контролируется по контрольной сумме для ПЗУ и проведением записи-чтения для оперативного запоминающего устройства. ЦП организует тестовые проверки выполнения команд, кроме того проверяется аппаратно на прохождение всего цикла программы за определенный промежуток времени. Результаты выполнения программ контроля фиксируются в контрольном слове системы и включаются в формирование матрицы состояния выходных параметров. При поступлении на вход системы разового сигнала "Тест-контроль" приемное устройство при обращении к нему процессора в соответствующий момент выполнения программы считывает эту команду и система переходит в режим работы, предусматривающий выдачу фиксированных значений параметров, а также углубленный контроль всех устройств и входных линий связи по принимаемым фиксированным значениям входных параметров.

1.13 Принцип работы СВС

Работа системы основана на измерении статистического и полного давлений ($P_{ст}$, $P_{п}$), передаваемых по пневмотракту от приемника ПВД, температуры торможения, поступающей от приемника П-104, и вычислений на основании этой информации высотных параметров. Статистическое и полное давление поступают на частотные датчики давления, которые выдают электрические сигналы, пропорциональные измеряемым давлениям.

Сигналы с датчиков и управляющие сигналы поступают в блок вычислителя. Управляющие сигналы позволяют вырабатывать электрические сигналы атмосферного давления у земли $P_з$ и заданной высоты эшелона $H_э$. Величины сигналов, соответствующие этим параметрам, индицируются на

счетчиках атмосферного давления у земли и заданной высоты эшелона индикатора системы.

В блоке вычислителя системы по сигналам $P_{ст}$, $P_{п}$ и выработанным сигналам $P_{з}$ и $H_{э}$ происходит вычисление высотно-скоростных параметров, указанных в табл. 2. Коррекция сигналов относительной ($H_{отн}$) и абсолютной ($H_{абс}$) высоты и выработка релейных сигналов об отклонении от заданной высоты эшелона и других релейных сигналов. Сигналы, пропорциональные высотно-скоростным параметрам, в виде кода выдаются во взаимодействующие самолетных системы. Сигнал $H_{отн}$ поступает на индикатор системы, где индицируется на пятиразрядном счетчике и одновременно значение трех младших разрядов счетчика индицируется с помощью подвижной стрелки и неподвижной шкалы. Релейные сигналы от отклонения от заданной высоты эшелона, поступающие на индикатор системы, обеспечивают сигнализацию об отклонении с помощью световой рамки вокруг значения $H_{э}$ на индикаторе. Отклонение более чем на 150 м от заданной высоты эшелона на индикаторе появляется визуальный сигнал в виде постоянно видимой рамки вокруг значения высоты эшелона. При нажатии кремальеры $H_{э}$ происходит подавление этого визуального сигнала (рамка пропадает). Отклонение от заданной высоты эшелона в пределах от 60 до 150 м (от 200 до 500 футов) рамка находится в режиме мигания с частотой (2,6|0,6) Гц. Отклонение от заданной высоты эшелона менее 60 м (200 футов) индикация $H_{э}$ и рамка отсутствуют.

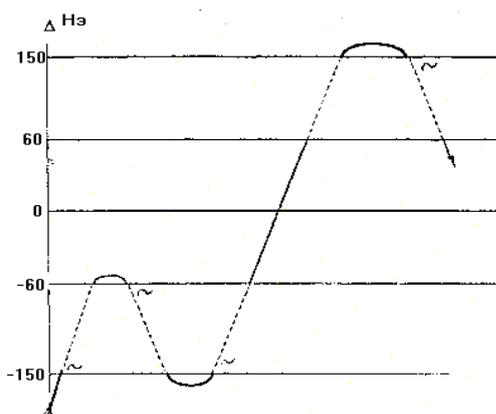


Рис.6. Последовательность выдачи сигналов об отклонении от заданной высоты эшелона.

При входе в зону отклонения от заданной высоты эшелона на 150 м (500 футов) и при выходе из зоны отклонения на 60 м (200 футов) система выдает электрический сигнал для звуковой сигнализации. Логика работы сигнализации об отклонении от заданной высоты эшелона приведена на рис.6. Нажатие кремальеры $P_{з}$ и ее отпускания на индикаторе

устанавливается фиксированное значение атмосферного давления у земли, равное 1013 гПа.

Нажатие кнопки и ее отпускании происходит смена фона шкалы индикатора с зеленого на желтый и режима индикации в метрах на футы и наоборот. При относительной барометрической высоте менее 1000 м на счете барометрической высоты на месте старшего разряда появляется визуальный сигнал в виде "=". При отрицательной барометрической высоте на счетчике появляется знак "минус" на позиции перед первой значащей цифрой, при этом стрелка должна быть отключена. Автоматизированный контроль системы производится на земле при перемещении кремальеры Нэ на себя или при подаче внешнего электрического сигнала. Отсутствие отказа системы на индикаторе выдается информация Рз=1888, Нэ=88800, Нотн=88888 и в течение 1,5 с выдается электрический сигнал на звуковую сигнализацию. При наличии отказа после отображения номера выбранной программы компенсации и выдачи звукового сигнала на индикаторе Нотн в четырех старших разрядах индицируется номер отказа.

Кроме того, при поступлении на вход системы разового сигнала "Тест-контроль" приемное устройство при обращении к нему процессора в соответствующий момент выполнения программы, считывает эту команду и система переходит в режим работы, предусматривающий выдачу фиксированных значений параметров, а также углубленный контроль всех устройств и входных линий связи по принимаемым фиксированным значениям входных параметров.

Контрольные вопросы?

1. Барометрический канал измерения высоты полёта ЛА
2. Аэрометрический канал измерения скорости и числа Маха
3. Принцип работы вариометра?
4. Погрешности измерения барометрической высоты и скорости?
5. Назначение системы воздушных сигналов?
6. Принципиальная схема СВС ?
7. Основные технические характеристики СВС?
8. Структурная схема СВС ?
9. Средства контроля ?
10. Принцип работы СВС ?

Список использованной литературы

1. Прилепский В.А., Яковенко Н.А. «Авиационные приборы», Изд.: СГАУ Самара, 2012 г.
2. Прилепский В.А., Яковенко Н.А. «Авиационные приборы и информационно-измерительные системы», Изд.: СГАУ Самара, 2015 г.

3. Браславский Д.А. и др. «Авиационные приборы и автоматы», М.: Машиностроение, 2009 г.
4. Jan Auersvald, Karel Draxler. Aerometric system for general aviation. Brno, 2015

Тема № 2. Пилотажно-навигационные приборы

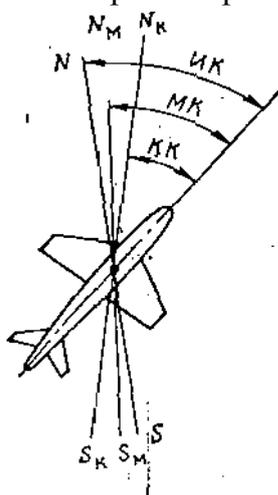
План:

- 2.1. Общие сведения о курсе ЛА
- 2.2. Магнитное поле земли
- 2.3. Магнитные компасы
- 2.4. Погрешности магнитных компасов
- 2.5. Индукционные компасы
- 2.6. Канал измерения магнитного курса
- 2.7. Состав курсовых систем

Ключевые слова: курс, истинный курс, магнитный курс, компасный курс, астрономический способ, гироскопический способ

2.1 Общие сведения о курсе летательного аппарата

Курсом летательного аппарата называется угол между плоскостью географического меридиана и проекций продольной оси летательного аппарата на горизонтальную плоскость. Курс отсчитывается по часовой стрелке от направления на север. Измеряется курс в градусах и может принимать значения от 0 до 360°.



Приборы, предназначенные для измерения курса летательного аппарата, называются *компасами*.

Рис.1. Истинный, магнитный, и компасный курсы самолета

Различают истинный, магнитный и компасный курсы в зависимости от вида меридиана, принятого за начало отсчета (рис.1).

Истинным курсом называется угол ИК, отсчитываемый от географического меридиана. Обычно магнитная стрелка, свободная от влияния посторонних магнитных полей, устанавливается не по географическому, а по так называемому магнитному меридиану. Угол МК, отсчитываемый от магнитного меридиана, называется *магнитным курсом*. При измерении курса компасом, например, магнитным, показания будут отличаться от истинного и магнитного курсов вследствие погрешностей, свойственных прибору. Угол КК, измеряемый компасом, называется *компасным курсом*.

Определение курса осуществляется магнитными, индукционными, астрономическими, гироскопическими и радиотехническими методами. Магнитный метод измерения курса основан на определении направления магнитного поля Земли. Для измерения курса магнитным методом применяются *магнитные компасы*, обладающие простотой устройства и надежностью. Магнитному методу измерения курса свойственны недостатки и ограничения, которые сводятся к следующему: этот метод дает большие погрешности в районах магнитных аномалий, во время магнитных бурь, в высоких широтах (выше 80°), а также в условиях больших девиаций на борту летательного аппарата.

Большие недостатки магнитного метода способствовали появлению других методов измерения курса, в частности, и индукционного метода. В этом методе также используются свойства магнитного поля Земли, однако напряженность поля воздействует не на магнитную стрелку, а на, магнитное сопротивление индукционного элемента питаемого переменным током. В индукционном методе устраняется часть недостатков, свойственных магнитному методу, однако влияние магнитных бурь и магнитных аномалий по-прежнему имеет место. Помимо рассмотренного существуют другие способы определения курса ЛА.

Астрономический способ основан на пеленгации небесных светил (Солнца, Луны, звезд) и определении по этим данным курса летательного аппарата. При видимости небесных светил астрономические компасы дают точные и надежные показания в любой точке земного шара.

Большое значение в авиации имеет *гироскопический метод* определения курса, основанный на использовании позиционных гироскопов. Этот метод в сочетании с другими упомянутыми методами является одним из основных.

Радиотехнический метод измерения курса основан на измерении углов между направлением на радиостанцию и продольной осью летательного аппарата.

Рассмотрим компасы, основанные на магнитном, индукционном методах измерения курса.

Курс летательного аппарата должен измеряться с высокой точностью. Так, при ручном пилотировании по компасу с целью вывода ЛА в заданную точку курс должен быть известен с погрешностью, не превышающей $\pm 30'$. При применении компасов в качестве датчиков курса в навигационных системах и системах управления полетом погрешности не должны превышать $\pm 15'$. Применяемые в настоящее время компасы не полностью удовлетворяют этим требованиям и их погрешности нередко превышают $\pm 1^\circ$.

2.2 Магнитное поле земли

Земной шар является естественным магнитом. Его магнитные полюсы расположены вблизи географических полюсов: северный магнитный полюс находится в точке 70° северной широты и 95° западной долготы, а южный магнитный полюс $72,5^\circ$ южной широты и 154° восточной долготы.

Напряженность магнитного поля Земли характеризуется вектором T , который является функцией координат и времени. Вектор напряженности T обычно раскладывается на две составляющие—горизонтальную H и вертикальную Z , (рис.2). Угол θ , составленный вектором T и горизонтальной плоскостью, называется *углом наклоения* или просто *наклонением*. Горизонтальная и вертикальная составляющие вектора напряженности, выраженные через угол наклоения θ , имеют вид:

$$H = T \cos \theta ; Z = T \sin \theta$$

На магнитном экваторе угол наклоения равен нулю. При движении от магнитного экватора к магнитным полюсам угол наклоения возрастает и, например, в районе Москвы $\theta \approx 65^\circ$. В районе магнитных полюсов угол наклоения приближается к 90° , а горизонтальная составляющая H стремится к нулю.

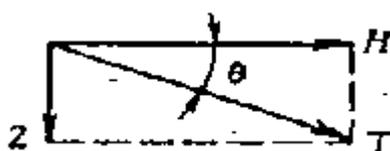


Рис.2. Горизонтальная и вертикальная составляющие магнитного поля земли

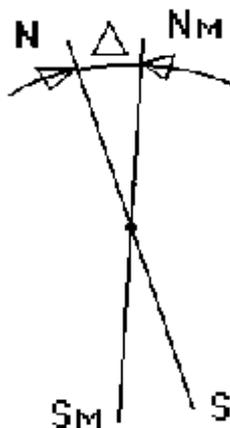


Рис.3. Магнитное склонение

Если взять магнитную стрелку с точечной опорой в середине между полюсами, то она будет устанавливаться по направлению горизонтальной составляющей H по линии север—юг, при этом в северном полушарии вертикальная составляющая Z будет наклонять северный конец стрелки концом вниз. Очевидно, в южном полушарии вертикальная составляющая Z будет наклонять южный конец вниз. Для компенсации этих наклонов при полетах в северном полушарии южный конец стрелки делают более тяжелым. В южном полушарии следует утяжелять северный конец стрелки.

Горизонтальная составляющая вектора напряженности H не совпадает с направлением географического меридиана. Направление составляющей H называется *магнитным меридианом* данного места. Угол Δ между магнитным и

географическим меридианами называется *углом склонения* или просто *склонением*. Склонение считается положительным, если магнитная стрелка отклоняется северным концом к востоку от географического меридиана (рис.3), и отрицательным, если стрелка отклонена к западу.

Величины склонений нанесены на специальные карты магнитных склонений и учитываются при пользовании магнитными компасами. Поскольку магнитные склонения различны по величине и по знаку в разных точках земной поверхности, то для их учета при определении курса необходимо знать местоположение летательного аппарата.

Для целей определения курса существенны не столько величина вектора H , сколько его направление, оцениваемое склонением Δ . Приводимые на картах величины склонений являются средними величинами и представляют собой математические ожидания сложных случайных процессов, происходящих в магнитном поле Земли. Для более полной оценки процессов, помимо математического ожидания Δ , необходимо задать дисперсию $\sigma^2(t)$ вариаций направления вектора H , учитывающую суточные и годовые вариации, а также вариации, характерные для магнитных бурь. Появление магнитных бурь обычно связывают с солнечной активностью.

2.3 Магнитные компасы

Принцип действия магнитного компаса основан на свойстве магнитной стрелки устанавливаться по направлению магнитных силовых линий поля Земли. Магнитный компас измеряет магнитный курс (МК), т. е. угол между направлением горизонтальной составляющей магнитного поля Земли и проекций продольной оси летательного аппарата на горизонтальную плоскость.

Основными элементами магнитного компаса являются (рис.4): подвижная система (картушка), включающая магниты 3, поплавков 2, лимб 1 (шкалу) и шпильку 10; котелок 5 с жидкостью 6; колонка 7 с подпятником 9. Лимб картушки разградуирован на 360° . Вес картушки благодаря поплавку 2, уменьшен настолько, что давление шпильки 10 на подпятник 9 незначительно, что способствует уменьшению трения.

- 1—лимб картушки; 2—поплавок;
- 3— магниты; 4—стекло;
- 5—котелок; 6— жидкость;
- 7—колонка; 8—уводящая камера;
- 9— подпятник; 10—шпилька;
- 11—курсовая черта.

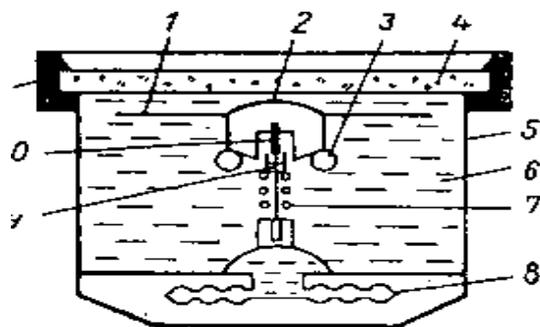


Рис.4. Схема магнитного компаса:

К поплавку прикрепляется одна или несколько пар постоянных магнитов, направленных одноименными полюсами в одну сторону. Оси магнитов параллельны линии 0—180° лимба. Мембранная коробка в нижней части котелка служит для компенсации изменения объема жидкости при изменении температуры. В качестве жидкости используется лигроин.

Картушка компаса, будучи выведенной из состояния покоя, совершает колебания. Для оценки этих колебаний составим уравнение движения катушки. На катушку действуют момент инерционных сил $J\dot{\varphi}$, момент сил вязкого сопротивления $k\dot{\varphi}$, устанавливающий момент от взаимодействия постоянных магнитов с магнитным полем Земли $MH \cdot \sin(\varphi - \psi)$, момент сухого трения шпильки о подпятник $M_{тр}$ и возмущающий момент M_M , вызванный влиянием посторонних магнитных полей. Сумма этих моментов равна нулю или

$$J\ddot{\varphi} + k\dot{\varphi} + MH \cdot \sin(\varphi - \psi) = M_M \pm M_{тр} \quad (1)$$

где J — момент инерции катушек;

k —коэффициент демпфирования;

$M = 2ml$ —магнитный момент катушки (m —магнитная масса полюсов, $2l$ —расстояние между полюсами);

φ —угол отклонения катушки

ψ —курс летательного аппарата.

Для небольших углов отклонения $\varphi - \psi$ ($\varphi - \psi < 30^\circ$) можно принять $\sin(\varphi - \psi) = \varphi - \psi$

Тогда уравнение (1) примет вид

$$\ddot{\varphi} + 2d\omega_0 \dot{\varphi} + \omega_0^2 \varphi = \omega_0^2 (\psi + \Delta\psi_M) \pm \frac{N_{тр}}{J}, \quad (2)$$

где $\omega_0 = \sqrt{\frac{MH}{J}}$ — собственная частота незатухающих колебаний компаса;

$d = \frac{1}{2} \frac{k}{\sqrt{JMH}}$ — относительный коэффициент затухания;

$\Delta\psi_M = \frac{M_M}{MH}$ — погрешность магнитного компаса, обусловленная

влиянием посторонних магнитных полей.

Если даже отсутствуют все другие погрешности магнитного компаса, то наличие момента трения $M_{тр}$ обуславливает застой компаса, величина которого

$$\varphi_3 = \pm \frac{M_{тр}}{MH} \quad (3)$$

Для уменьшения застоя необходимо уменьшать трение шпильки о подпятник и увеличивать магнитный момент M постоянных магнитов. Уменьшение трения достигается увеличением плавучести катушки и выбором в качестве подпятника твердого камня (агат, рубин, сапфир и, др.). Величина момента трения $M_{тр}$ зависит

также от поведения подвижной системы компаса. При работе компаса на самолете корпус прибора подвергается колебаниям, которые передаются на подпятник. Колебания подпятника способствуют уменьшению момента трения $M_{тр}$, поэтому застой компаса на самолете значительно меньше, чем на неподвижном основании. Застой в современных компасах меньше 1° , поэтому при рассмотрении динамических характеристик компаса будем им пренебрегать.

В зависимости от величины относительного коэффициента затухания d движения картушки могут быть затухающими (при $d < 1$) или апериодическими (при $d > 1$). В целях получения минимального времени успокоения компаса обычно выбирают

$d = 0,7 \div 0,8$. Выбор собственной частоты ω_0 обуславливают требуемым временем успокоения, причем

$$t_{усп} = \frac{2\pi}{\omega_0} \quad (4)$$

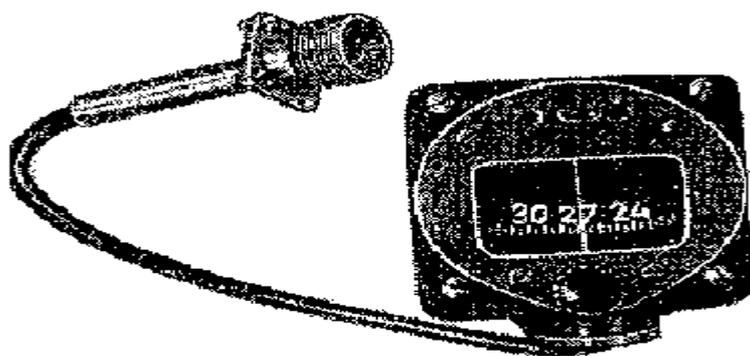


Рис.5. Компас КИ-12

Обычно время успокоения составляет 15—30 сек. Это время можно уменьшить путем увеличения магнитного момента M .

Важной характеристикой компаса является *увлечение*, под которым подразумевают угол $\varphi_{увл}$, на который жидкость увлекает картушку при повороте компаса на 360° . Это явление наблюдается при развороте самолета. Величина увлечения в зависимости от скорости разворота составляет $\varphi_{увл} = 5 \div 35^\circ$.

Таким образом, можно отметить следующие четыре динамические характеристики магнитного компаса: относительный коэффициент затухания d , частоту собственных колебаний ω_0 (или время успокоения $t_{усп}$) увлечение $\varphi_{увл}$ и застой $\varphi_з$.

Магнитные компасы применяются на самолетах в качестве дублирующих приборов и используются в случае выхода из строя других курсовых приборов.

Общий вид компаса типа КИ-12 показан на рис.5. Картушка этого прибора имеет вертикальную шкалу.

На рис.6 дан чертеж компаса. Картушка 8 с вертикальной шкалой, несущая магниты 12, с помощью керна 9 опирается на подпятник 10 из камня. Колонка с пружиной 11 прикреплена к пластмассовому корпусу при помощи гайки с пружинной шайбой.

Шкала картушки равномерная с ценой деления 5° и оцифровкой через 30° . Оси магнитов 12 параллельны линии С—Ю шкалы. Курсовая нить шкалы, связанная с корпусом прибора и отображающая направление продольной оси самолета, окрашена светящейся массой.

Компасный курс самолета отсчитывается по делениям шкалы против курсовой черты.

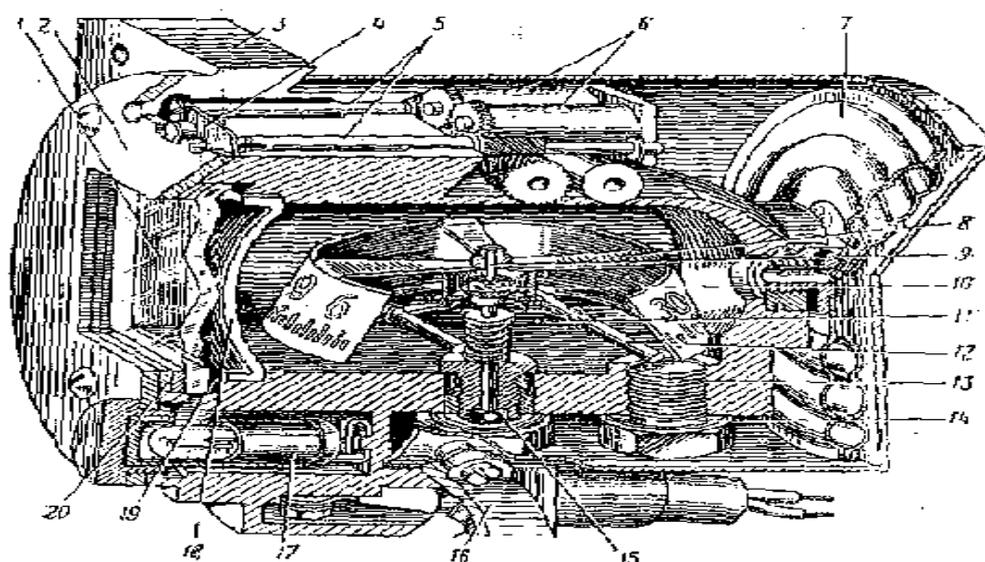


Рис.6. Чертеж магнитного компаса:

1—стекло; 2—крышка; 3—корпус; 4—задвижка; 5—валики; 6— магниты девиационного прибора; 7—мембранная коробка; 8—картушка; 9—кern; 10— подпятник; 11— колонка с пружиной; 12—магниты; 13— пробка; 14—прокладка; 15—стойка; 16— планка; 17— лампочка; 18—курсoвая черта; 19—лигроин; 20 — прокладки.

Корпус компаса заливается лигроином, служащим для уменьшения веса картушки и увеличения демпфирования.

Для компенсации изменения объема жидкости при изменении температуры применена мембранная коробка 7, внутренняя полость которой соединена с внутренней полостью компаса.

Для заливки, лигроина служит отверстие, закрываемое пробкой 13, а для обеспечения герметичности—прокладка 14.

Для устранения полукруговой девиации служит девиационный прибор, смонтированный в верхней части компаса. Он состоит из двух удлинненных валиков 5, которые через червячные передачи передают вращение двум продольным и двум

поперечным валикам с запрессованными в них девиационными магнитами 6. Концы валиков 5 имеют шлиц под отвертку для поворота при устранении девиации.

На крышке 2 имеются отверстия, через которые можно вращать валики 5. Один из этих валиков позволяет вращать девиационные магниты, служащие для устранения девиации на курсах С—Ю, другой валик—для устранения девиации на курсах В—З.

Для освещения шкалы компаса служит лампочка 17.

Компас имеет, следующие характеристики:

Инструментальные погрешности.....	$\pm 1^{\circ}$
Девиация на курсах С, В, Ю, З	не более $\pm 2.5^{\circ}$
Увеличение картушки при угловой скорости 18 град/сек	не более 35°
Время успокоения.....	не более 18 сек.
Вес компаса	не более 300 г

2.4 Погрешности магнитных компасов

Магнитным компасам присущи погрешности, среди которых наибольшее значение имеют девиации, креновые девиации и поворотные погрешности.

Магнитные поля, создаваемые железными и стальными массами, а также электрическими аппаратами, искажают магнитное поле Земли. Под влиянием этих дополнительных магнитных полей картушка компаса отклоняется от направления магнитного меридиана Земли. Это отклонение называется *девиацией компаса* и обозначается δ . Девиация δ считается положительной, если северный конец магнитов картушки отклоняется от магнитного меридиана к востоку; при отклонении к западу девиация отрицательна.

Для получения истинного курса (ИК) к компасному курсу (КК) необходимо добавить девиацию δ и магнитное склонение Δ , т. е.

$$\text{ИК} = \text{МК} + \delta + \Delta. \quad (5)$$

Магнитные, поля на летательном аппарате, вызывающие девиацию компаса, можно разделить на два составляющих поля:

- а) поле, создаваемое стальными предметами, направление которого относительно осей летательного аппарата неподвижно и не зависит от курса;
- б) поле, создаваемое мягким железом, направление которого относительно указанных осей переменено и зависит от курса полета.

Стальные предметы, создающие первое поле, обычно обладают большой коэрцитивной силой и представляют по существу постоянные магниты. При полете на любом курсе они сохраняют свои магнитные свойства неизменными.

Предметы из мягкого железа не сохраняют своих магнитных свойств неизменными при изменении курса. Создаваемое ими поле зависит от курса летательного аппарата.

Рассмотрим, влияние магнитного поля, создаваемого стальным предметом с магнитным моментом $M = 2lm_1$ (рис.7), на катушку, один полюс которой имеет магнитную массу m . При расстоянии, между магнитной массой и серединой стержня, равном r , сила взаимодействия между стержнем с магнитным моментом M и магнитной массой m определяется выражением

$$F = \frac{mM}{r^3} \sqrt{1 + 3 \cos^2 \varphi} \quad (6)$$

Отсюда следует, что для уменьшения влияния стальных предметов на катушку компаса необходимо увеличивать расстояние r и выбирать угол φ равным $\frac{\pi}{2}$ или $\frac{3}{2}\pi$

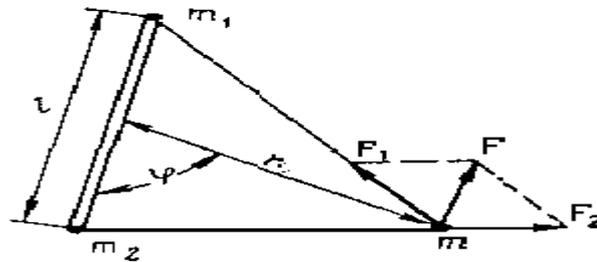


Рис. 7. Влияние магнита на катушку компаса

Если изменять курс самолета в пределах от 0 до 2π , то взаимное, расположение твердого и мягкого железа будет повторяться и, следовательно, девиация δ будет периодической функцией курса ψ с периодом 2π т. е.

$$\delta(\psi) = \delta(\psi + 2\pi) \quad (7)$$

Разлагая эту функцию в ряд Фурье, найдем

$$\delta(\psi) = A + B \sin \psi + C \cos \psi + D \sin 2\psi + E \cos 2\psi + \dots \quad (8)$$

Коэффициент A характеризует круговую (постоянную) девиацию, не зависящую от курса. Эта девиация вызывается влиянием мягкого железа, намагничиваемого магнитным полем Земли.

Девиации $B \sin \psi$ и $C \cos \psi$ или $\sqrt{B^2 + C^2} \cos(\psi + \theta_1)$ дважды обращаются в нуль при изменении курса и называются полукруговыми. Они вызываются влиянием твердого железа.

Девиации $D \sin 2\psi$ и $E \cos 2\psi$ или $\sqrt{D^2 + E^2} \cos(2\psi + \theta_2)$ четыре раза обращаются в нуль, поэтому называются четвертными. Они вызываются влиянием мягкого железа, намагничиваемого постоянными магнитами.

Для устранения девиации компасов, как указано выше, применяются девиационные приборы, в которых создаются дополнительные компенсационные поля с помощью постоянных магнитов. Девиационные приборы позволяют

устранять круговую и полукруговую девиации. Четвертная и девиации более высоких порядков не устраняются, а определяются экспериментально и учитываются посредством экспериментальных графиков, прилагаемых к компасу, установленному на данном самолете.

При полете самолета с поперечным или продольным креном и горизонтальном положении картушки компаса возникают *креновые девиации*. Появление креновой девиации обусловлено действием на картушку вертикальной составляющей силы F_B от твердого железа и остальных постоянных составляющих магнитного поля на летательном аппарате. Дело в том, что при крене вертикальная составляющая силы F_B меняет, свое положение в пространстве, тогда как картушка остается горизонтальной. На рис.8 показана картина образования креновой девиации. Горизонтальная составляющая силы F_B , равная $F_B \sin \gamma$, направлена перпендикулярно продольной оси летательного аппарата. Проекция этой горизонтальной составляющей на направление, перпендикулярное к магнитному меридиану, равная $F_B \sin \gamma \cos \psi$, вызывает девиацию магнитного компаса

$$\operatorname{tg} \delta_K = \frac{F_B \sin \gamma \cos \psi}{\lambda H} \quad (9)$$

где λH —горизонтальная составляющая напряженности суммарного магнитного поля вдоль магнитного меридиана.

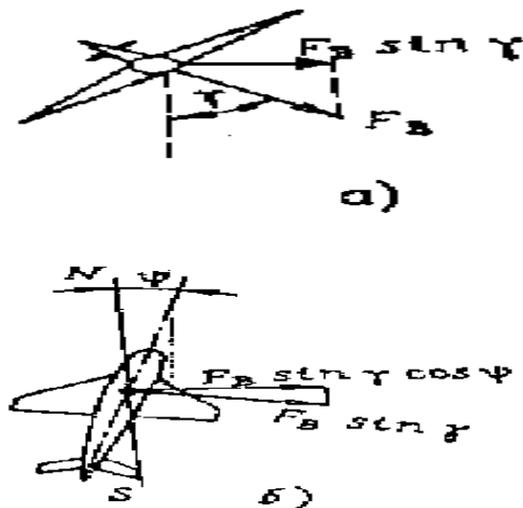


Рис. 8. Креновая девиация магнитного компаса

При продольных кренах с углом тангажа ϑ аналогично получаем

$$\operatorname{tg} \delta_{II} = \frac{F_B \sin \vartheta \cos \psi}{\lambda H} \quad (10)$$

При разворотах летательного аппарата плоскость картушки компаса поворачивается и становится перпендикулярной равнодействующей сил веса и инерции. Но в таком случае картушку начинает действовать вертикальная составляющая магнитного поля Земли, вызывая появление *поворотной погрешности*.

При правильном вираже самолета, рассмотрением которого ограничимся, картушка компаса расположится в плоскости A , наклоненной под углом крена γ к горизонту и совпадающей с плоскостью xy самолета (рис.9). Направление полета самолета совпадает с его осью x . Горизонтальная составляющая напряженности H магнитного поля лежит в плоскости B , т.е. в горизонтальной плоскости; вертикальная составляющая перпендикулярна к этой плоскости. Угол между вектором H и продольной осью самолета x есть магнитный курс ψ .

Картушка компаса будет располагаться по направлению равнодействующей силы, лежащей в плоскости картушки и обусловленной действием горизонтальной и вертикальной составляющих магнитного поля Земли:

$$T_x = T \cos \theta \cos \psi;$$

$$T_y = T(\cos \theta \sin \psi \cos \gamma - \sin \theta \sin \gamma), \quad (11)$$

где θ — угол наклона вектора напряженности магнитного поля Земли T .

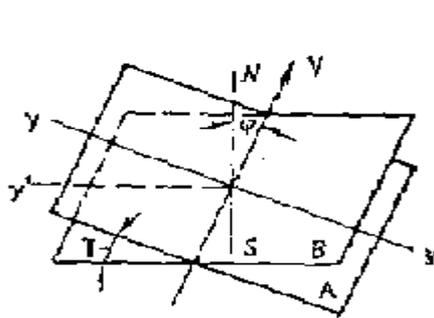


Рис.9

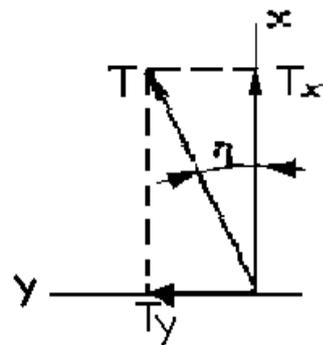


Рис.10

Рис.9.,10. К определению поворотной погрешности компаса

Равнодействующая проекций T_x и T_y (рис.10) направлена под углом η к оси x самолета. Очевидно, картушка компаса будет расположена по направлению к оси x под тем же углом η , величина которого определяется из уравнения

$$tg \eta = \frac{T_y}{T_x} = tg \psi \cos \gamma - tg \theta \frac{\sin \gamma}{\cos \psi} \quad (12)$$

Величина поворотной погрешности $\Delta\psi$ представляет собой разность между действительным курсом ψ и показанием компаса η на вираже:

$$\Delta\psi = \psi - \eta = \psi - arctg \left(tg \psi \cos \gamma - tg \theta \frac{\sin \gamma}{\cos \psi} \right) \quad (13)$$

Из этого выражения следует, что на курсах $\psi=90^\circ$ и $\psi=270^\circ$ при кренах $\gamma < (\pi/2 - \theta)$ поворотная погрешность отсутствует. Если же $\gamma > (\pi/2 - \theta)$, то на курсе $\psi=90^\circ$ при правом вираже (когда $y>0$) и на курсе $\psi=270^\circ$ при левом вираже (когда $y<0$) соответственно получаем $\eta_1=270^\circ$ и $\eta_2=90^\circ$, а поворотная погрешность достигает 180° .

Креновая девиация и поворотная погрешность в недистанционных магнитных компасах не устраняются.

2.5 Индукционные компасы.

Индукционный метод определения направления магнитного поля земли позволяет обойтись без катушки с ее магнитной системой. Для пояснения идеи индукционного метода рассмотрим индукционный элемент (рис.11), состоящий из двух пермалловых стержней 1, на которые намотаны подмагничивающая обмотка 2 и сигнальная обмотка 3. Подмагничивающие обмотки охватывают каждый стержень и соединены последовательно, а сигнальная обмотка охватывает оба стержня. Если стержни находятся в горизонтальной плоскости, то горизонтальная составляющая поля земли H будет создавать в стержнях магнитный поток Φ , величина которого зависит от положения осей стержней по отношению к вектору напряженности магнитного поля земли. Поток Φ , постоянный по величине, не может наводить э. д. с. в сигнальной обмотке 3.

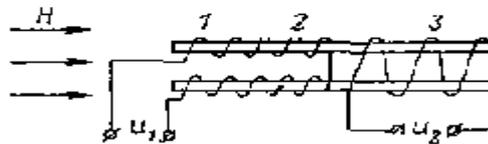


Рис. 11. Схема индукционного элемента:

1—стержень из пермаллоя; 2—подмагничивающая обмотка; 3—сигнальная обмотка

Для того чтобы поток Φ наводил в сигнальной обмотке пропорциональную ему э.д.с., необходимо осуществить изменение потока путем изменения магнитной проницаемости стержней. Для этого подмагничивающую обмотку 2 питают переменным напряжением частоты f (например, 400 гц). Поскольку сила тока в подмагничивающих обмотках дважды за период принимает максимальное значение, то магнитная проницаемость стержней за тот же период дважды становится максимальной и дважды минимальной, т.е. частота изменения проводимости в два раза больше частоты питающего напряжения.

Очевидно, поток Φ также будет меняться с двойной частотой. Магнитные потоки, создаваемые подмагничивающими обмотками 2 в стержнях 1, противоположны по направлению, а индуцируемые ими в сигнальной обмотке э.д.с., равные по величине и обратные по знаку, взаимно компенсируются. Магнитный поток Φ , обусловленный магнитным полем земли, будет модулиро-

ваться с частотой $2f$, что приведет к появлению в сигнальной обмотке э.д.с. той же частоты $2f$.

На рис.12 приведена принципиальная электрическая схема индукционного компаса. Чувствительный элемент компаса 1 состоит из трех пар пермаллоевых стержней, расположенных под углами 60° друг к другу. Намагничивающие обмотки намотаны на каждый стержень и соединены последовательно, а сигнальные обмотки охватывают оба стержня, соединены в треугольник и связаны тремя проводами со статорными обмотками 2 сельсина-приемника. В однофазной роторной обмотке 3 сельсина наводится э.д.с. частотой 800 гц, зависящая от положения датчика по отношению к направлению магнитных силовых линий поля земли. Если ось обмотки ротора сельсина совпадает с направлением магнитного поля, то э.д.с. будет отсутствовать.

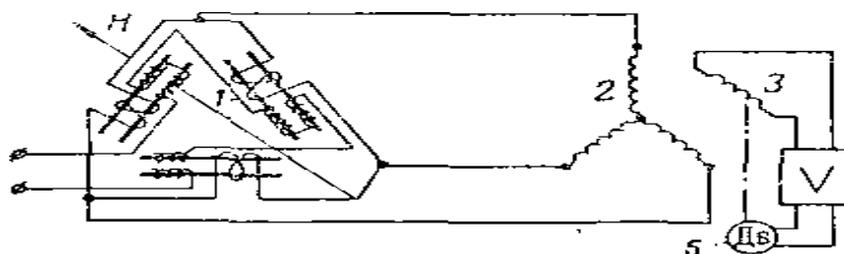


Рис. 12. Принципиальная схема индукционного компаса:

1—чувствительный элемент; 2—статор сельсина; 3—ротор сельсина; 4—усилитель; 5—двигатель.

Наводимая в обмотке ротора сельсина э.д.с. усиливается в усилителе 4 и подается в двигатель 5, который поворачивает ротор в такое положение, чтобы э.д.с. равнялась нулю.

Датчик индукционного компаса (рис.13) включает чувствительный элемент, платформу, поплавков, карданов подвес и девиационный прибор. Внутренняя полость датчика заполнена жидкостью (75% лигроина и 25% масла МВП).

Чувствительный элемент состоит из трех магнитных зондов, расположенных по сторонам равностороннего треугольника. Каждый магнитный зонд имеет два пермаллоевых сердечника 1, помещенных в подмагничивающие катушки 2. Сигнальная катушка 3 охватывает стержни и подмагничивающие обмотки.

Чувствительный элемент закреплен на пластмассовой платформе 4. Вывод проводов от чувствительного элемента осуществляется через полую ось 6.

Платформа 4 и поплавков 8 крепятся к основанию 5, являющемуся внутренним кольцом карданова подвеса и поворачивающемуся на полых осях 6. Наружное кольцо карданова подвеса 11 на своих осях 13 поворачивается внутри корпуса 12.

Поплавков вместе с чувствительным элементом находится в жидкости во взвешенном состоянии, которое достигается за счет подгонки веса груза 15, закрепленного на платформе 4.

При кренах самолета до 17° чувствительный элемент благодаря карданову подвесу остается горизонтальным. Жидкость служит также для демпфирования колебаний поплавка (и чувствительного элемента).

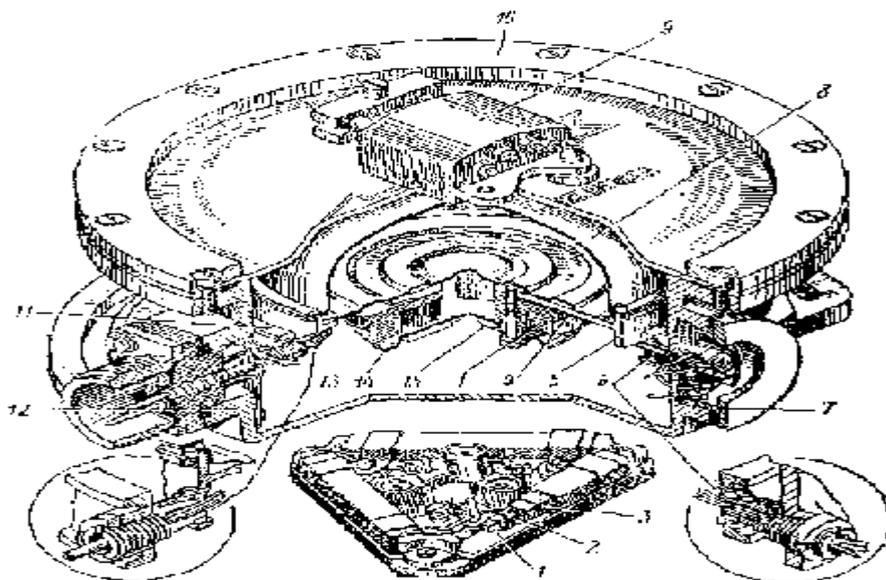


Рис. 13. Конструкция индукционного датчика ИД:

1—сердечник чувствительного элемента; 2—катушка намагничивания; 3—сигнальная катушка; 4—пластмассовая платформа чувствительных элементов; 5—внутреннее кольцо карданова подвеса; 6—полая ось карданова подвеса; 7—пробка; 8—поплавок; 9—девиационный прибор; 10—зажимное кольцо; 11—наружное кольцо карданова подвеса; 12—корпус датчика; 13—полая ось карданова подвеса; 14—чашка; 15—груз.

Для устранения полукруговой девиации применяют девиационный прибор 9, по устройству подобный девиационному прибору недистанционного магнитного компаса.

Сигналы индукционного датчика по трехпроводной линии поступают на сельсин-приемник. Индукционные компасы обычно применяются в сочетании с гирополукомпасами, являясь для последних корректирующими устройствами в азимуте.

Сигнал датчика курса в виде сигнала переменного тока частоты 800 гц поступает в сельсин-приемник, затем с ротора сельсина снимается сигнал той же частоты 800 гц, усиливается в усилителе, преобразуется в сигнал частотой 400 гц, опять усиливается и затем поступает в управляющую обмотку двигателя

D_1 (типа ДИД-0,5), который, поворачивает ротор сельсина-приемника в положение, согласованное с направлением магнитного поля земли. Кроме того, двигатель D_1 поворачивает щетки датчика потенциометра $П_1$ потенциметрической следящей системы, обеспечивая передачу информации о магнитном курсе в гироагрегат, вырабатывающий гироскопический курс

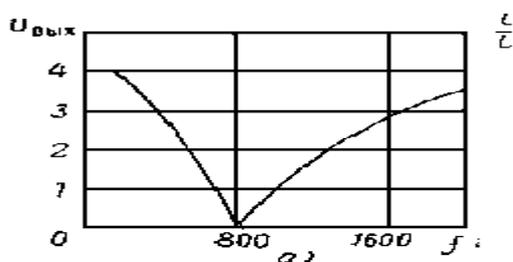
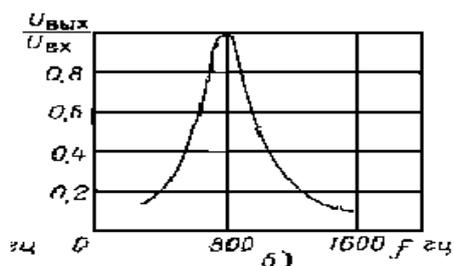


Рис. 15. Амплитудно-частотные характеристики фильтра (а) и предварительного каскада усиления (б).

Поступающий с ротора сельсина на вход усилителя сигнал содержит большое число гармоник, кратных основной частоте питания индукционного датчика 400 гц. Объясняется это тем, что магнитная проницаемость стержней является нелинейной функцией питающего напряжения. Согласованное положение ротора сельсина с индукционным датчиком будет только тогда, когда вторая гармоника, т. е. напряжение с частотой 400 гц, будет отсутствовать в сигнале ротора. Остальные гармоники этого сигнала не несут полезной информации и их следует отфильтровывать.

Примеры некоторых типов компасов приведены ниже.

Система формирования курса МК-КОМПАС.



Предназначена для формирования и выдачи потребителям гиромагнитного, магнитного и истинного текущего курсов при работе с внешним датчиком гирополукомпасного или гироскопического курса.

КОМПЛЕКТНОСТЬ:

- Блок гиромагнитного курса БГМК-6А серия 1 -1
- Задатчик магнитного склонения ЗМС-3 серия 2 -1
- Индукционный датчик ИД-6 серия 1 -1
- Монтажная рама для блока БГМК-6А серия 1 -1

ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Погрешность определения и выдачи гиромагнитного курса

при напряженности магнитного поля:

от 4,8 до 12 А/м (от 0,06 до 0,15Э)..... $\pm 1^\circ$

более 12 А/м (0,15Э) $\pm 0,7^\circ$

Погрешность определения магнитного

курса в наземных условиях $\pm 0,5^\circ$

Автоматическое отключение коррекции

при получении от СТК-датчика сигнала крена $\pm 5-10^\circ$

Вид входных и выходных сигналов 8-ми вольтовые СКТ

Масса 6 кг

Гиромагнитный компас ГМК "СТРИЖ"



Назначение-автономное определение и выдача потребителям: гиромагнитного курса (ГМК), гирополукомпасного курса (ГПК).

ОСОБЕННОСТИ КОНСТРУКЦИИ:

Состоит из блока гиромагнитного курса БГМК-7 и индукционного датчика ИД-7. По своим функциям, техническим характеристикам, виду связи превосходит ГМК-1А, КС Гребень и может их заменить.

ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ:

Погрешность определения и выдачи

гиромагнитного курса в диапазоне 360° при напряженности магнитного поля $0,17 \pm 0,3$ Э:

-в нормальных условиях не более $0,7^\circ$

-в диапазоне рабочих

температур ($\pm 50^\circ\text{C}$) не более $1,0^\circ$

Время готовности..... 3 минуты

Масса 3,5 кг

Канал магнитного курса КМК-1

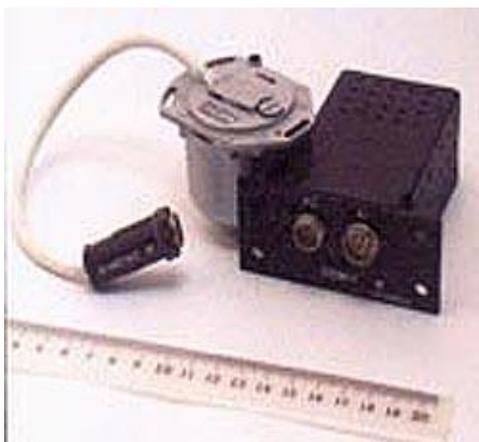


Канал магнитного курса КМК-1 используется для измерения проекций магнитного поля на две ортогональные оси, стабилизированные в плоскости горизонта физическим маятником. Предназначен для установки в составе курсовой системы `Стриж` на самолетах малой и спортивной авиации. Оснащен встроенными средствами компенсации магнитных помех и имеет выход на указатель курса.

Технические характеристики:

Диапазон измерения компонент $\pm 40\,000$ нТл
Погрешность формирования магнитного курса $\pm 1^\circ$
Напряжение питания ± 15 В
Потребляемая мощность 0,6 Вт
Диапазон функционирования по углам $\pm 45^\circ$
Объем 0,5 л
Масса 0,6 кг

2.6 Канал измерения магнитного курса



Канал измерительный магнитного курса КИМК-1 используется для измерения проекций магнитного поля на две ортогональные оси, стабилизированные в плоскости горизонта физическим маятником. Предназначен для установки на малые маневренные летательные аппараты.

Технические характеристики

Диапазон измерения компонент $\pm 40\,000$ нТл
Диапазон изменения выходного напряжения
..... ± 10 В

Погрешность формирования магнитного курса $\pm 1^\circ$
Напряжение питания ± 15 В
Потребляемая мощность 0,6 Вт
Диапазон функционирования по углам $\pm 45^\circ$
Объем 0,3 л
Масса 0,45 кг

Канал магнитного курса в составе датчика ДФДМ -3 и преобразователя сигналов ПСМ-2



Канал магнитного курса в составе датчика ДФДМ -3 и преобразователя сигналов ПСМ-2 используется для измерения проекций магнитного поля на две ортогональные оси, стабилизированные в плоскости горизонта физическим маятником. Предназначен для установки в составе системы бескарданной курсовертикали на высокоманевренных самолетах с большими перегрузками (11,4д).

Технические характеристики:

Диапазон измерения компонент $\pm 50\,000$ нТл
Диапазон изменения выходного напряжения .. ± 10 В
Погрешность формирования магнитного курса .. $\pm 0,5^\circ$

Напряжение питания ± 15 В

Потребляемая мощность 2,5 Вт

Диапазон функционирования по углам: - крена $\pm 15^\circ$

- тангажа $\pm 25^\circ$

2.7 Состав курсовых систем

Курс является одним из важнейших параметров, знание которого необходимо для решения задач навигации и управления. Для определения курса самолётов была создана самая многочисленная группа курсовых приборов и систем, основанных на различных физических принципах работы. В состав курсовых систем входят различные приборы и системы. В частности: магнитные и индукционные компасы, гироскопические приборы и системы, астрокомпасы, радиокомпасы, доплеровские системы, а также элементы спутниковой навигации. Гироскопом называют вращающееся вокруг оси симметрии с большой угловой скоростью тело вращения (ротор), одна из точек которого неподвижна. Ось z симметрии ротора 1 (рис 1) называют осью фигуры или осью ротора гироскопа. В большинстве гироскопических приборов для обеспечения свободы вращения ротора гироскопа вокруг неподвижной точки применяют карданов подвес, который состоит из двух рамок 2 и 3. Ротор 1 гироскопа с большой угловой скоростью Ω_y вращается вокруг оси y_1 относительно внутренней рамки 2, которая может поворачиваться вокруг оси z относительно рамки 3, а последняя - вокруг оси x относительно неподвижной подставки 4. Карданов подвес обеспечивает ротору гироскопа свободу вращения относительно трех осей (x , y_1 и z). Поэтому гироскоп, установленный в кардановом подвесе, называют гироскопом с тремя степенями свободы. Если центр масс гироскопа совпадает с точкой пресечения осей карданова подвеса, то такой гироскоп называется астатическим.

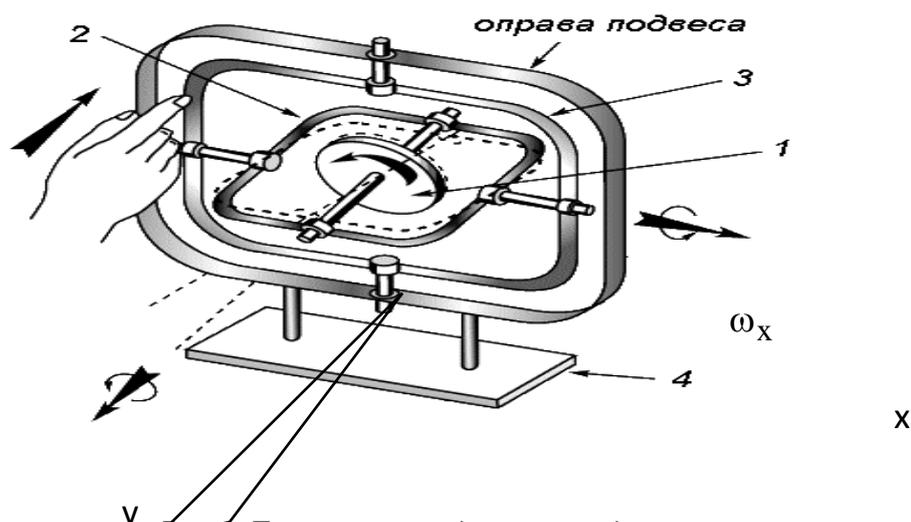


Рис. 1. Гироскоп в кардановом подвесе:

1 – ротор гироскопа; 2 – внутренняя рамка гироскопа; 3 – наружная рамка гироскопа; 4 – подставка; Ω_x – собственная угловая скорость вращения ротора гироскопа; Ω_y – вектор переносной угловой скорости.

Контрольные вопросы

2. Что такое магнитное поле земли?
3. Принцип работы магнитных компасов?
4. Погрешности магнитных компасов?
5. Индукционные компасы?
6. Канал измерения магнитного курса ?

Список использованной литературы

1. Прилепский В.А., Яковенко Н.А. «Авиационные приборы», Изд.: СГАУ Самара, 2012 г.
2. Прилепский В.А., Яковенко Н.А. «Авиационные приборы и информационно-измерительные системы», Изд.: СГАУ Самара, 2015 г.
3. Браславский Д.А. и др. «Авиационные приборы и автоматы», М.: Машиностроение, 2009 г.
4. Jan Auersvald, Karel Draxler. Aerometric system for general aviation. Brno, 2015
5. Paul A. Craig. Airplane Navigation Essentials. Philadelphia, 2017

IV. МАТЕРИАЛЫ ПРАКТИЧЕСКИХ ЗАНЯТИЙ

Практическая работа № 1

Тема: Приборы контроля работы силовых установок

Цель работы: Исследование топливно-измерительных комплексов. Состав топливно-измерительных комплексов. Канал измерения расхода топлива. Турбо силовые расходомеры. Способы получения интегрального расхода. Анализ погрешностей канала измерения расхода. Современные разработки.

Ключевые слова: топливно-измерительные комплексы, бортовые устройства регистрации, автоматизированные системы контроля, наземные пункты управления

1.1. Назначение топливно - измерительных комплексов

На большинстве самолетов устанавливаются две системы. Одна включает устройства для измерения количества топлива в баках, управления порядком заправки его на земле и выработки в полете, другая – для измерения суммарного и мгновенного расходов топлива.

Совместное применение систем обосновано необходимостью измерять не только запас, но и расход топлива двигателями. В то же время известно, что наличие на борту летательного аппарата военного назначения только расходомера не гарантирует точного определения расхода и остатка топлива в случае утечки топлива из топливной системы в результате пробоя баков и других причин. Но

наличие на борту расходомера и топливомера увеличивает общую массу оборудования, количество визуальных приборов и затрудняет работу летчика. В связи с этим в настоящее время наметилась тенденция к созданию комбинированных систем – топливомерно-расходомерные (топливо измерительных комплексов), работающих на один показывающий прибор. Это позволило, особенно для самолетов-истребителей, получить выигрыш в массе, обеспечить точное измерение запаса топлива в аварийных ситуациях и при различных эволюциях самолета, а также упростило индикацию текущих значений запаса и расхода топлива.

Топливо измерительные комплексы помимо выполняемых ими задач измерения расхода топлива и управления расходом предусматривают широкие связи с бортовыми устройствами регистрации (БУР), автоматизированными системами контроля (АСК) и наземными пунктами управления полетами, выдают информацию о располагаемой дальности и продолжительности полета в пилотажно-навигационные комплексы.

В настоящее время на самолетах находят применение топливомеры-расходомеры типа ТР54, ТРВ, ТР1–3 и топливомерно-расходомерные системы СТР2–2А, СТР6–2А, СТР6–5, СТР7–2А и другие.

Топливомерно-расходомерная система СТР6–5А предназначена для выполнения следующих задач:

- измерения и индикации запаса топлива в единицах массы (килограммах) во всех баках самолета;
- вычисления и индикации располагаемой дальности полета на текущем и оптимальном режимах работы двигателей и полета самолета;
- контроля централизованной заправки топлива и управления ею (на земле);
- сигнализации окончания выработки топлива из баков, неисправного состояния системы СТР6–5А и топливной системы, нормального и предельно допустимого уровней масла левого и правого двигателей, допустимых уровней гидросмеси в баках бустерной и общей гидросистем (на земле);
- выдачи информации о запасе, резервном запасе и расходе топлива, о располагаемой дальности полета, о неисправном состоянии СТР6–5А и топливной системы, о возврате по запасу топлива в бортовое устройство регистрации (БУР) и контрольно-записывающую аппаратуру (КЗЛ), в бортовую систему контроля и предупреждения экипажа, в системы световой сигнализации и речевой информации, в наземные автоматизированные контрольно-ремонтные средства (ЛКРС).

1.2 Состав и структурная схема топливо измерительных комплексов

Рассмотрим состав и структурную схему топливомерно-расходомерной системы (топливо измерительных комплексов) на примере системы СТР6–5А.

Первичными преобразователями данной системы являются датчики расхода (типа ДРТС 30), топливомеры (типа ДТЗ6А), датчики-сигнализаторы (типа ДСМК10) и термоприёмники (типа П77), сигналы от которых подаются на блок преобразования БПВ1–5, пульты контроля и управления ПКУ6–4 и ПКУ301–2, а с них – на индикатор ИСТР4–5 и в другие системы.

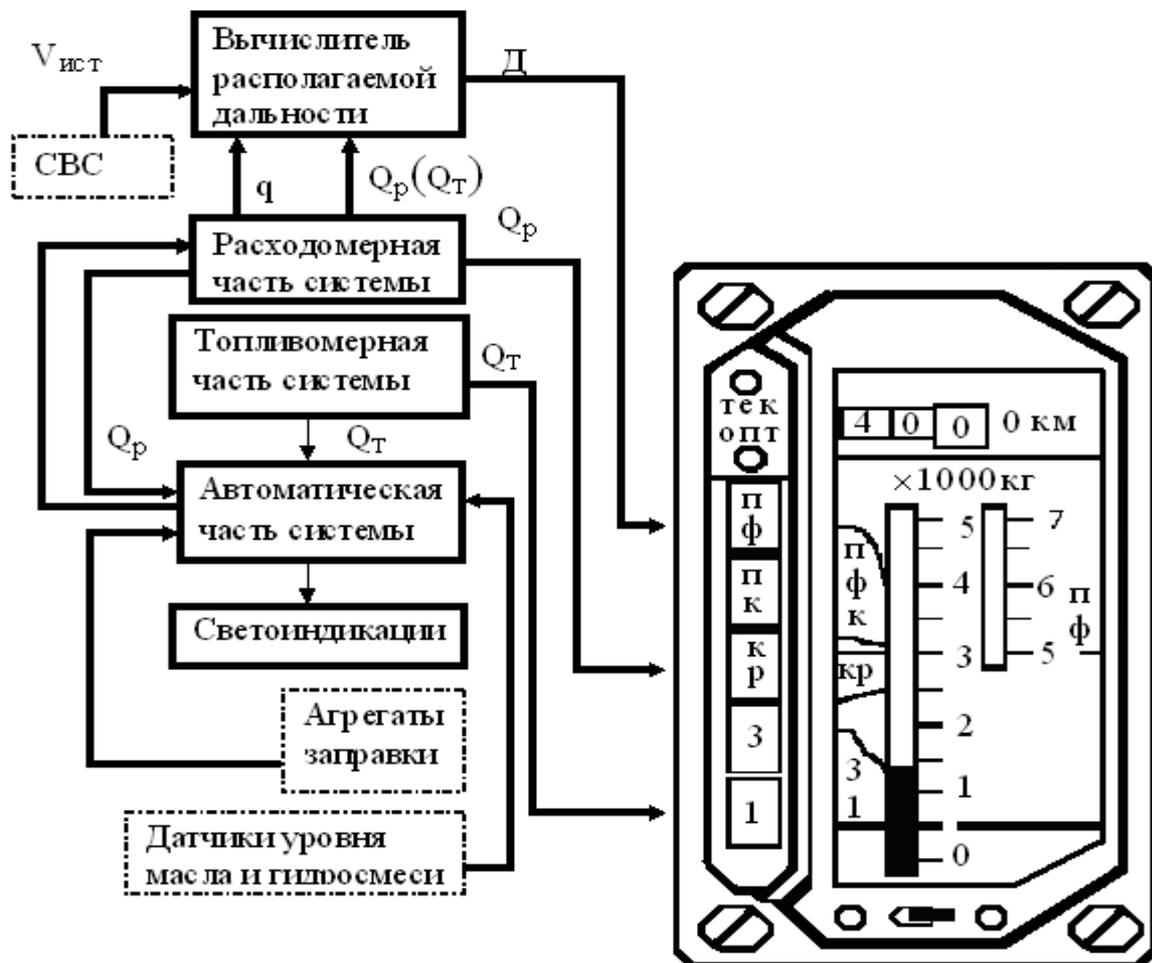


Рис. 1. Структурная схема СТР6–5

Система представляет собой комплекс, состоящий из четырех взаимодействующих частей (рис.1): расходомерной, топливомерной, автоматической и вычисления располагаемой дальности.

Расходомерная часть системы (рис.2) состоит из датчиков расхода, термоприемников в расходной магистрали, блока преобразования, пульта ПКУ6–4, индикатора и предназначена для измерения суммарного и мгновенного расходов топлива с учетом топлива, возвращаемого по магистралям перепуска.

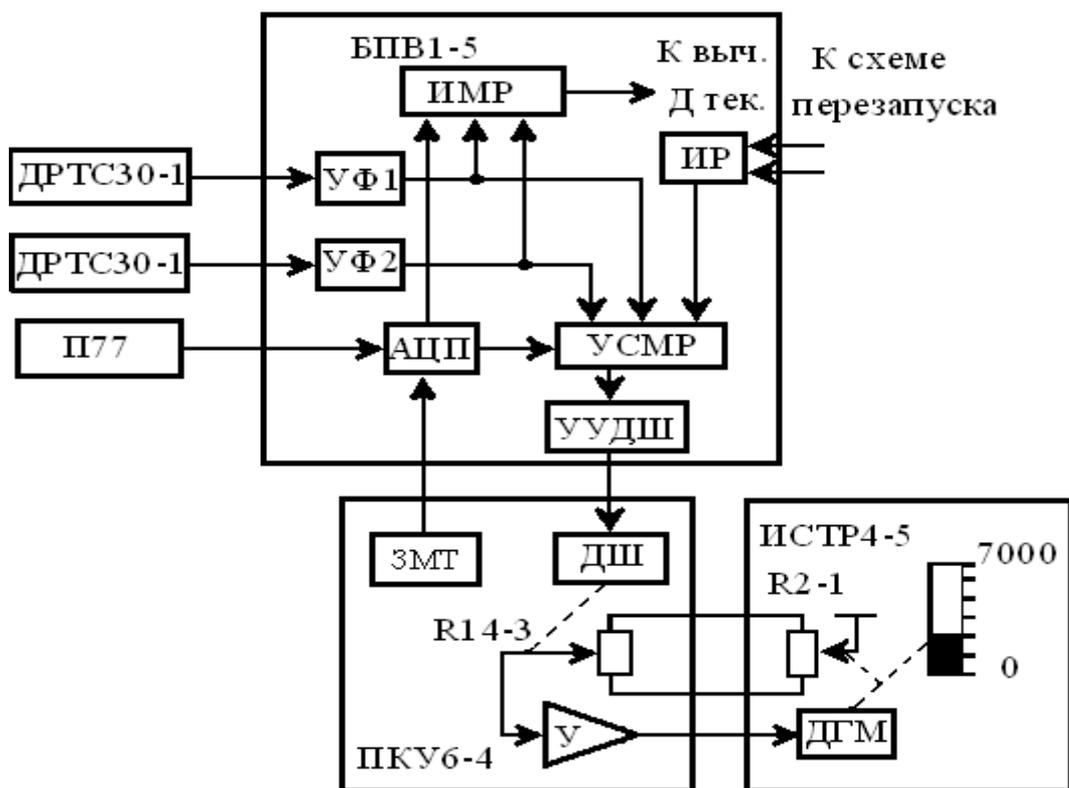


Рис. 2. Структурная схема расходомерной части СТР6–5

Измерение суммарного расхода топлива происходит путем суммирования импульсов, поступающих от датчиков расхода с частотой, пропорциональной мгновенному объемному расходу, с расчетной плотностью $0,7 \text{ г/см}^3$, и импульсов поправки на плотность топлива, формируемых аналого-цифровым преобразователем (АЦП) по сигналам от термоприемника П77 и задатчика марки топлива (ЗМТ). Суммирование импульсов от датчиков расхода, имитаторов расхода (ИР), каналов перепуска производится электромеханическим сумматором, состоящим из усилителей-формирователей (УФ1, УФ2), устройства суммирования импульсов массового расхода (УСМР), устройства управления шаговым двигателем (УУДШ) и шагового двигателя (ДШ), расположенного в пульте ПКУ6–4.

С валом шагового двигателя кинематически связаны движки потенциометров для выдачи информации о запасе топлива от расходомерной части системы (QP) на индикатор и в другие связанные с СТР6–5 устройства. Передача информации на индикатор осуществляется с помощью следящей системы, состоящей из усилителя (У) и исполнительного двигателя (ДГМ), расположенного в индикаторе. С валом двигателя (ДГМ) кинематически связаны профиль шкалы запаса индикатора и движки потенциометров для выдачи информации о запасе топлива в смежные системы.

Расходомерная часть системы позволяет обрабатывать показания от топливомерной части системы на шкалу запаса по сигналу слежения от автоматической части системы посредством перевода шагового двигателя из

режима суммирования в режим слежения. Такой перевод происходит при автоматизированной выставке и коррекции показаний расходомерной части системы. Измерение мгновенного расхода производится измерителем мгновенного расхода (ИМР). Принцип измерения состоит в подсчете количества импульсов от датчика расхода за калиброванные интервалы времени и преобразовании его с учетом информации о плотности топлива в аналоговую величину, пропорциональную мгновенному массовому расходу. Информация о мгновенном расходе топлива выдается в вычислитель располагаемой дальности полета.

Топливомерная часть системы (рис.3) состоит из датчиков топливомера, термоприемника в баке, пульта ПКУ6–4 и осуществляет:

- измерение запаса топлива в фюзеляжных баках самолета;
- автоматизированную выставку индекса индикатора на заправленное количество топлива;
- формирование сигнала о резервном запасе топлива;
- коррекцию показаний расходомерной части при неполной выработке топлива (например, при сбросе невыработанных подвесных баков).

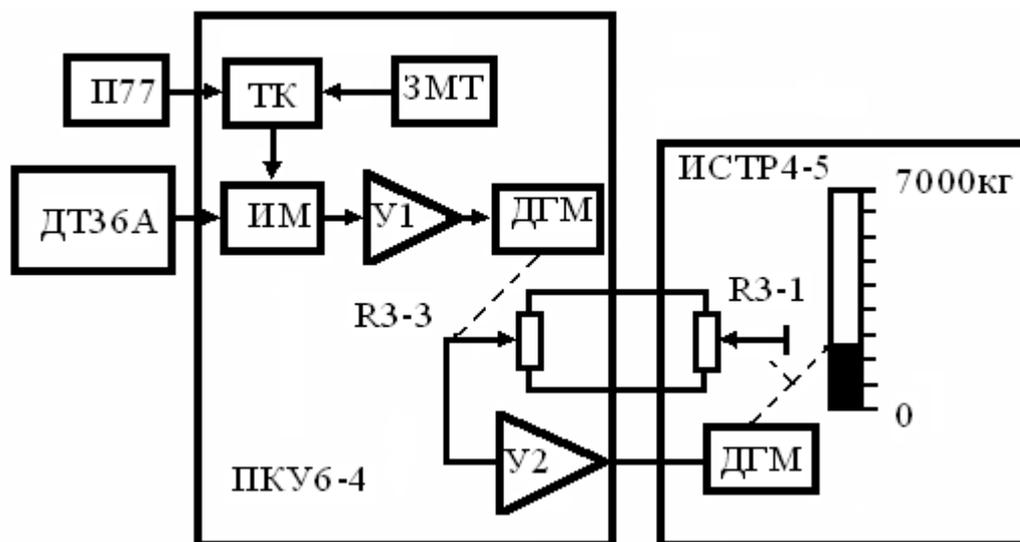


Рис.3. Структурная схема топливомерной части СТР6–5

Принцип действия топливомерной части системы состоит в измерении самоуравновешивающимся измерительным мостом (ИМ) переменного тока электрической емкости датчиков топливомера, пропорциональной массе залитого топлива, с учетом компенсации методической погрешности, обусловленной изменением температуры и марки топлива.

Компенсация методической погрешности производится с помощью термоприемника, задатчика марки топлива (ЗМТ) и устройства температурной компенсации (ТК).

Информация о запасе топлива от топливомерной части системы (QT) снимается с движка потенциометра отработки, механически связанного с валом двигателя уравнивания.

Топливомерно-расходомерная система СТР6–5 построена так, что расходомерная и топливомерная части системы образуют один общий канал измерения запаса топлива, при этом основным источником информации о запасе топлива является расходомерная часть системы, так как ее показания не зависят от эволюции и ускорений объекта. Информация о запасе топлива от топливомерной части системы является дублирующей и постоянно выдается в расходомерную и автоматическую части системы.

Контроль количества топлива на земле и в полете осуществляется с помощью индикатора ИСТР4–5, предназначенного для индикации запаса топлива от расходомерной или топливомерной части системы, индикации располагаемой дальности полета, сигнализации об окончании выработки топлива из баков и выдачи информации о запасе топлива и располагаемой дальности в смежные системы. Индикатор является профильным и состоит из двигателя, кинематически связанного с профилем и потенциометрами, предназначенными для размножения информации о запасе топлива. На лицевой панели индикатора расположена шкала запаса топлива, относительно которой перемещается профильная лента с индексом. В верхней части индикатора размещен трехразрядный счетчик, предназначенный для индикации располагаемой дальности полета. Вызов информации от топливомерной или расходомерной части системы осуществляется с помощью переключателя Т–Р, установленного внизу под шкалой запаса топлива. Помимо этого, на передней панели индикатора расположены световые табло сигнализации о выработке баков, светосигнализаторы положения переключателей Т–Р и ОПТ–ТЕК, зоны-допуски на срабатывание световых табло выработки, характеризующие правильность работы топливной и топливно-измерительной систем.

Информация о запасе топлива от расходомерной и топливомерной частей используется в автоматической части для формирования сигналов состояния топливо – измерительной системы, сигнала резервного запаса топлива, управления автоматизированной выставкой.

Автоматическая часть (рис.4) системы состоит из датчиков-сигнализаторов, термоприемника в подвесном баке, блока преобразования, пульта ПКУ6–4, пульта ПКУ301–2, индикатора и осуществляет:

выдачу сигналов выработки топлива из баков, резервного запаса топлива, возврата по топливу;

автоматизированную выставку показаний расходомерной части системы на запрошенное количество топлива;

контроль за уровнем масла и гидросмеси;

контроль и управление централизованной заправки;

вызов информации от топливомерной или расходомерной части системы на шкалу запаса индикатора;

проведение встроенного контроля при оперативных формах технического обслуживания.

Принцип действия автоматической части системы состоит в преобразовании дискретных и аналоговых сигналов (с помощью устройства релейно-логического (УРЛ) и устройства управления заправкой УУЗ) в сигналы индикации, управления и контроля.

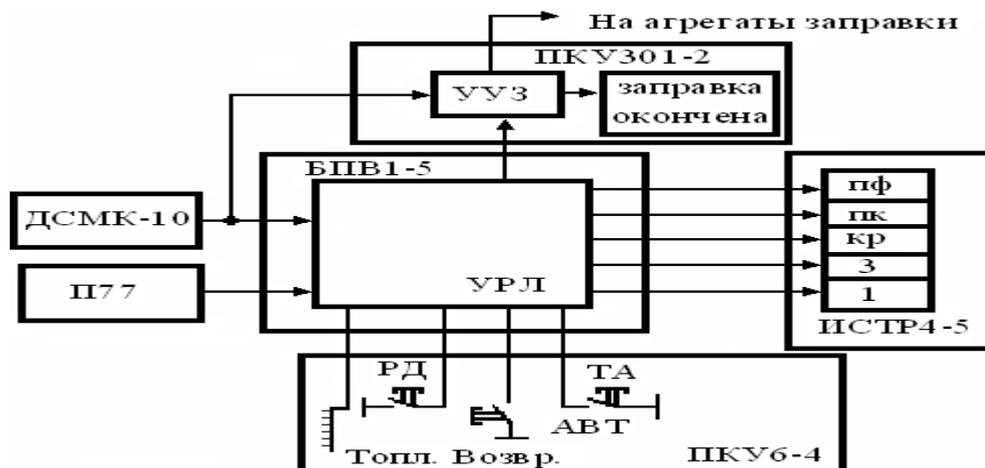


Рис. 4. Структурная схема автоматической части СТР6-5

Вычислитель располагаемой дальности полета служит для вычисления и индикации располагаемой дальности полета по информации о запасе и расходе топлива и скорости полета объекта, как на расчетном, так и на текущем режиме и включает в себя потенциметрическое счетно-решающее устройство, реализующее уравнение, выраженное формулой:

$$Q * V = q * Д, \quad (1)$$

где Q – текущий запас топлива на борту от расходомерной или топливомерной части системы, кг; V – расчетная или истинная воздушная скорость полета, км/ч; q – часовой расход топлива, кг/ч; $Д$ – располагаемая дальность полета, км.

Вычислитель располагаемой дальности (рис.5) представляет собой следящую систему, состоящую из дифференциального усилителя (УП), масштабирующего усилителя (МУ) в блоке преобразования, потенциометра отработки R1-1 и двигателя (ДГМ) в индикаторе.

На дифференциальных входах усилителя следящей системы УП происходит сравнение двух напряжений, каждое из которых является произведением двух переменных величин, входящих в уравнение (1).

Электрический аналог левой части уравнения реализуется потенциметрическим умножением напряжения, пропорционального запасу топлива, подаваемого на выходной потенциометр системы СВС, и относительного углового перемещения движка этого потенциометра, пропорционального

истинной воздушной скорости. Аналогично реализуется правая часть уравнения: напряжение питания потенциометра дальности, движок которого механически связан с валом двигателя уравнивания (ДГМ), пропорционально расчетному, или мгновенному, расходу топлива. Усилитель (УП) усиливает сигнал разности входных напряжений и управляет вращением вала двигателя до устранения неравенства на входах. Таким образом, на входах (УП) постоянно поддерживается равенство аналогов левой и правой частей указанного уравнения, а угол поворота движка потенциометра дальности соответствует решению уравнения относительно значения Д. С движком потенциометра дальности механически связаны трехразрядный указатель располагаемой дальности и движки потенциометров, предназначенных для выдачи этой информации в КЗА и АКРС.

Масштабирующий усилитель (МУ) предназначен для согласования масштабных коэффициентов величин, входящих в уравнение.

Контакты реле Р2 при встроенном контроле вычислителя дальности (от кнопки КОНТРОЛЬ Р, Д на пульте ПКУ6–4) переключают вход УП с движка потенциометра на его вывод питания.

Реле Р3 по сигналу «Возврат по топливу» переводит вычислитель дальности в режим определения дальности с расчетного на текущий режим полета.

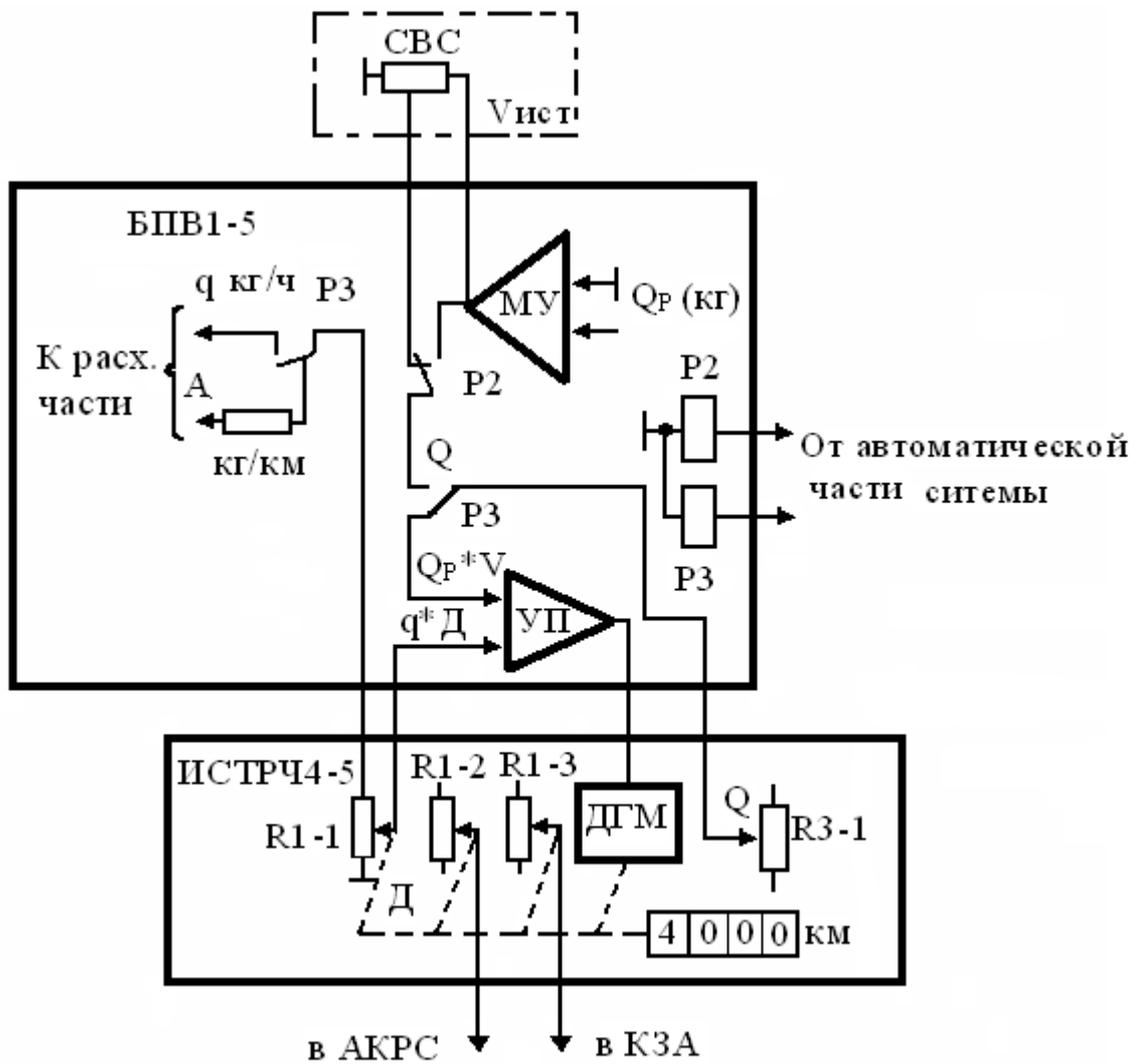


Рис. 5. Структурная схема вычислителя располагаемой дальности

Элементы управления и контроля СТР6-5 расположены на передних панелях пультов ПКУ6-4, ПКУ3О1-2 и индикатора. Реле Р3 по сигналу «Возврат по топливу» переводит вычислитель дальности в режим определения дальности с расчетного на текущий режим полета.

Элементы управления и контроля СТР6-5 расположены на передних панелях пультов ПКУ6-4, ПКУ3О1-2 и индикатора.

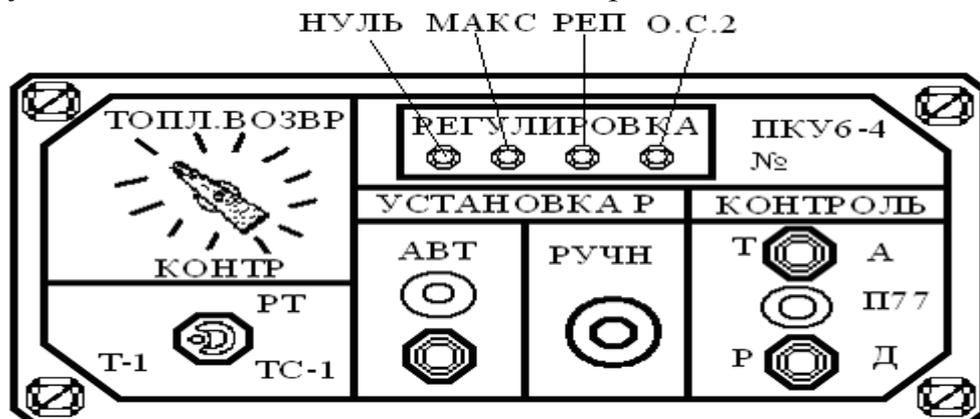


Рис.6. Передняя панель пульта ПКУ6-4

На передней панели пульта ПКУ6-4 (рис.6) расположены: РТ, ТС-1, Т-1 – переключатели для установки марки залитого в баки топлива; ТОПЛ. ВОЗВР. – переключатель для установки значения топлива, необходимого на возврат; АВТ. – кнопка для автоматизированной выставки индекса индикатора системы на количество топлива, залитого в баки; светодиод АВТ. – для контроля исправности и готовности устройства автоматизированной выставки; РУЧН. – кремальера для ручной выставки индекса на произвольную отметку шкалы индикатора (при положении Р переключателя Т-Р на индикаторе); КОНТРОЛЬ Т(А) – кнопка для наземного контроля топливомерной и автоматической частей системы; КОНТРОЛЬ Р(Д) – кнопка для наземного контроля расходомерной части системы и вычислителя располагаемой дальности полета; П77 – светодиод для контроля исправности цепи термодатчика расходомерной части системы. Под крышкой РЕГУЛИРОВКА Т находятся регулировочные потенциометры: НУЛЬ – для установки профиля индикатора на начальную отметку шкалы при пустых баках; МАКС. – для установки профиля индикатора на отметку шкалы, соответствующую запасу топлива при полностью залитых фюзеляжных баках; РЕП. – для установки профиля индикатора на реперную точку 2500 кг при осуществлении встроенного контроля топливомерной части системы; О.С.2 – для регулировки чувствительности следящей системы индикатора.

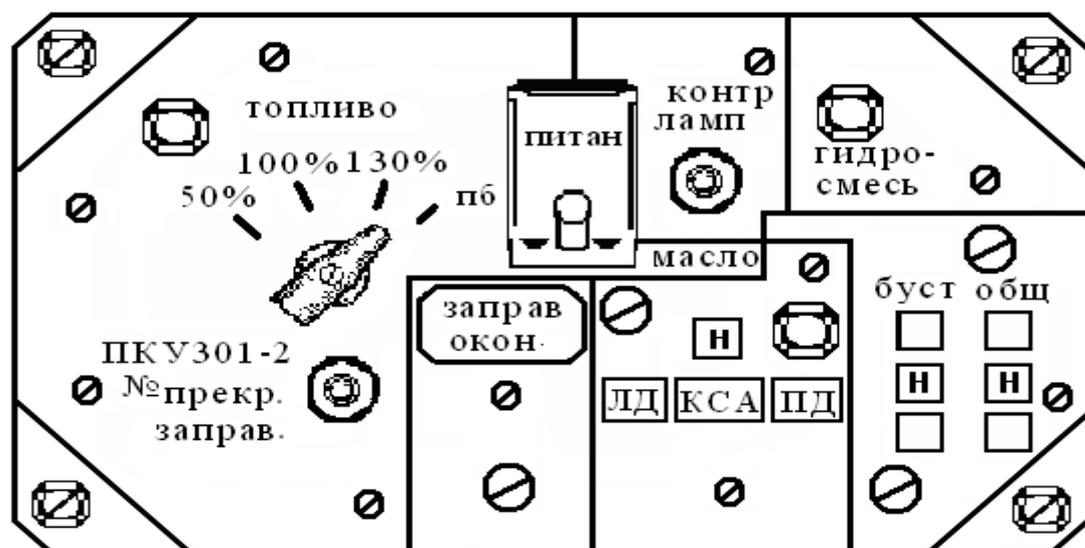


Рис.7. Передняя панель пульта ПКУ301-2

На передней панели пульта ПКУ301-2 (рис.7) расположены: переключатель – для установки вариантов заправки; ПЕРЕКР.ЗАПРАВ. – кнопка и световое табло для выдачи управляющих сигналов на агрегаты заправки; ПИТАН. – тумблер для включения питания ПКУ301-2; КОНТРОЛЬ ЛАМП. – кнопка для проверки исправности ламп сигнализаторов пульта; ЗАПРАВКА ОКОНЧЕНА – световое табло для сигнализации окончания заправки; Н (норма) – световое табло зеленого цвета, которое включается при уровнях масла в баках, равных уровням (выше

уровней), разрешающим эксплуатацию левого и правого двигателей и коробки самолетных агрегатов; ЛД, ПД, КСА. – световые табло красного цвета, которые включаются при уровнях масла в баках ниже уровней, разрешающих эксплуатацию левого и правого двигателей и коробки самолетных агрегатов соответственно; табло желтого цвета – включаются при уровнях гидросмеси выше нормы в баках бустерной (БУСТ.) и общей (ОБЩ.) гидросистем соответственно; табло красного цвета – включаются при уровнях гидросмеси ниже нормы в баках бустерной (БУСТ.) и общей (ОБЩ.) гидросистем соответственно; табло Н (норма) зеленого цвета – включаются при уровнях гидросмеси в баках бустерной (БУСТ.) и общей (ОБЩ.) гидросистем, разрешающих эксплуатацию объекта.

Управление системой в процессе эксплуатации при подготовке к полету производится следующим образом:

После включения питания переключатель ТОПЛ. ВОЗВР. на ПКУ6–4 устанавливается в положение КОНТРОЛЬ. При установке переключателя на лицевой панели индикатора в положение Р включается светосигнализатор положения Р. В результате нажатия кнопки КОНТРОЛЬ Т(А) на пульте ПКУ6–4 профиль индикатора должен установиться на отметке (2500 ± 100) кг, показания отсчетного устройства располагаемой дальности индикатора должны соответствовать (1390 ± 100) км, все световые табло индикатора должны включиться.

После нажатия и отпускания кнопки КОНТРОЛЬ Р (Д) на пульте ПКУ6–4 профиль индикатора должен сместиться вниз на (1200 ± 100) кг, показания отсчетного устройства располагаемой дальности должны уменьшаться, а светодиод П77 должен включиться.

Переключатель ТОПЛ. ВОЗВР. устанавливается в положение, соответствующее запасу топлива, необходимого на возврат.

После заправки баков топливом переключатель марки топлива на ПКУ6–4 должен быть установлен на марку заправленного топлива. При готовности устройства автоматизированной выставки на пульте ПКУ6–4 должен включиться светодиод АВТ. При нажатии на кнопку АВТ. пульта ПКУ6–4 светодиод АВТ. должен отключиться, а индекс индикатора должен установиться на отметке шкалы, соответствующей массе заправленного топлива. При необходимости индекс индикатора можно выставить на любую отметку шкалы кремальерой РУЧН. пульта ПКУ6–4.

При выдаче сигнала «Проверь запас» в бортовую систему контроля, а также в случае необходимости вывода информации о запасе топлива от топливомерной части системы в полете нужно установить переключатель Т–Р на лицевой панели индикатора в положение Т.

Настройка и регулировка системы в условиях эксплуатации осуществляется при несоответствии установки профиля индикатора запаса топлива в баках, при установке профиля индикатора на реперную точку с

погрешностью более допустимой и при нарушении чувствительности топливомерной и расходомерной частей системы.

Управление централизованной заправкой на земле и контроль запаса масла и гидросмеси осуществляется с пульта ПКУ301–2.

1.3 Канал измерения расхода топлива

Приборы и датчики, измеряющие расход топлива в единицу времени (расходомеры), применяются для выдерживания наиболее экономичного режима полета, отвечающего минимуму расхода горючего на километр пройденного пути (с учетом скорости полета). Эта же задача может решаться автоматически с помощью экстремального регулятора, воспринимающими устройствами которого служат датчик расхода топлива и датчик скорости полета. Зная запас топлива и его расход, можно вычислить возможную длительность и дальность полета, а также с учетом скорости полета и дальность.

Принцип действия тахометрических (скоростных или турбинных) расходомеров основан на зависимости скорости вращения расположенной в трубопроводе ненагруженной тангенциальной крыльчатки (турбины) от расхода жидкости.

Достоинством метода является пропорциональная зависимость скорости вращения крыльчатки от расхода жидкости.

Частота вращения крыльчатки зависит не только от величины расхода, но также от вязкости жидкости (температуры), что вызывает появление погрешностей прибора.

В приборах мгновенного расхода сигнал тахогенератора (напряжение или частота) служит мерой измеряемого расхода.

Частота вращения ненагруженной крыльчатки пропорциональна скорости потока, т. е.

$$f = k_1 * v, \quad (2)$$

где k – коэффициент, зависящий от параметров крыльчатки; v – скорость потока, км/ч. Мгновенный объемный расход может быть выражен формулой

$$Q_v = S * v, \quad (3)$$

а мгновенный массовый расход

$$Q_m = S * v * \rho, \quad (4)$$

где ρ – плотность жидкости, гр/см³; S – сечение трубопровода, м²; Если воспользоваться формулами (2) и (4) получим

$$f = \frac{k_1}{S} * Q_v; \quad f = \frac{k_1}{S * \rho} * Q_m. \quad (5)$$

Для построения приборов, измеряющих объемный расход, необходимо измерять частоту вращения крыльчатки. В массовых расходомерах помимо частоты измеряют плотность ρ . В качестве измерителей частоты применяют

тахогенераторы переменного тока. Измерение угловой скорости осуществляется магнитоиндукционным тахометрическим узлом (рис.8).

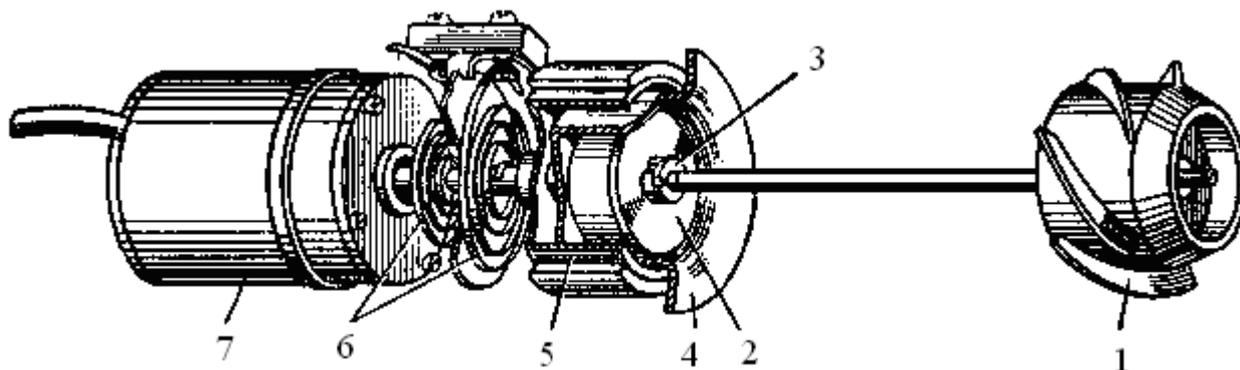


Рис. 8. Кинематическая схема датчика расходомера

Постоянный магнит 2 узла приводится во вращение крыльчаткой 1. Для уменьшения температурных погрешностей применен термомагнитный шунт 3. Герметичность датчика обеспечивается применением диамагнитного кожуха 4. При вращении магнита в чувствительном элементе 5 наводятся вихревые токи, взаимодействующие с полем магнита. Поворот чувствительного элемента (стакана) ограничивается противодействующей пружиной 6. Очевидно, угол поворота стакана пропорционален мгновенному расходу топлива. На оси стакана находится ротор сельсина-датчика 7 синхронной передачи. Сельсин-приемник помещен в указателе прибора, причем его ротор перемещает стрелку прибора в соответствии с изменением мгновенного расхода топлива.

Схема сельсинной передачи представлена на рис.9. Обмотки возбуждения 1 и 1' и обмотки синхронизации 2 и 2' размещены на статоре сельсина-датчика (С-Д) и сельсина-приемника (С-П).

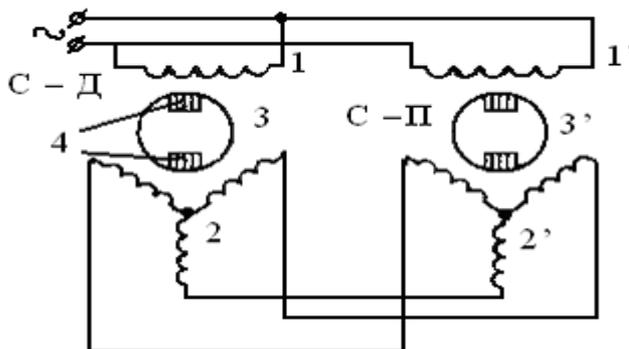


Рис. 9. Схема сельсинной передачи тахометрического расходомера мгновенного расхода

Цилиндрический ротор сельсина состоит из двух пакетов листовой электротехнической стали, впрессованных в пластмассу. Индуцируемые в синхронизирующих обмотках 2 и 2' ЭДС зависят от углового положения роторов. При несинхронном положении роторов возникает синхронизирующий момент, устанавливающий ротор сельсина-приемника в положение, синхронное с ротором датчика. Шкала мгновенного расхода градуируется в кг/ч.

Одна из возможных схем расходомера мгновенного расхода представлена на рис.10. Здесь вращение крыльчатки 1 измеряется тахогенератором переменного тока 2. Сигналы частоты вращения f , пропорциональные объемной скорости потока Q_v ($Q_v = S * V$) передаются на блок формирования БФ, на выходе которого получаем напряжение, пропорциональное Q_v . Для измерения плотности ρ служит мостовая схема 3, в одно из плеч которой включен конденсатор C_x , помещаемый в поток жидкости (топлива).

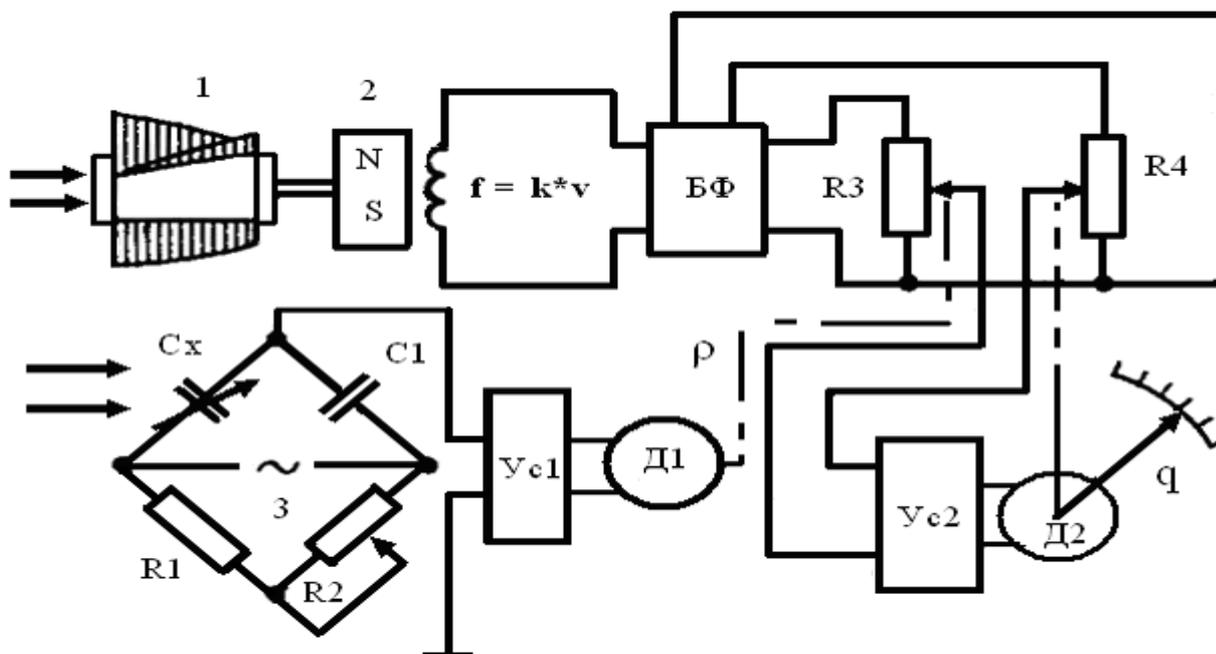


Рис. 10. Схема тахометрического расходомера с температурной коррекцией плотности

Емкость конденсатора зависит от температуры, а, следовательно, от плотности жидкости. Зависимость плотности ρ от емкости можно представить в виде

$$C = \frac{k_1 * S * \rho}{d}, \quad (6)$$

где $k_1 = \epsilon_1 * \rho$, ϵ_1 – диэлектрическая постоянная; ρ – плотность, гр/см³; S – площадь обкладок, м²; d – расстояние между обкладками, м. Сигнал, пропорциональный ρ , передается на движок потенциометра R_3 , где происходит перемножение сигналов Q_v и ρ . В схеме усилителя $Ус 2$ и двигателя $Д 2$ происходит усиление и обработка сигнала массового расхода.

1.4 Турбосиловые расходомеры

Турбосиловыми называют силовые расходомеры, в преобразователе которых в результате силового воздействия, пропорционального массовому расходу, поток закручивается. Принципиальная схема расходомера при внешнем силовом воздействии представлена на рис.11. Внутри трубопровода 2 установлен ротор 3 с

малым радиальным зазором, имеющий каналы для прохода жидкости, разделенные перегородками, параллельными его оси, или же выполненный в виде прямолопастной крыльчатки.

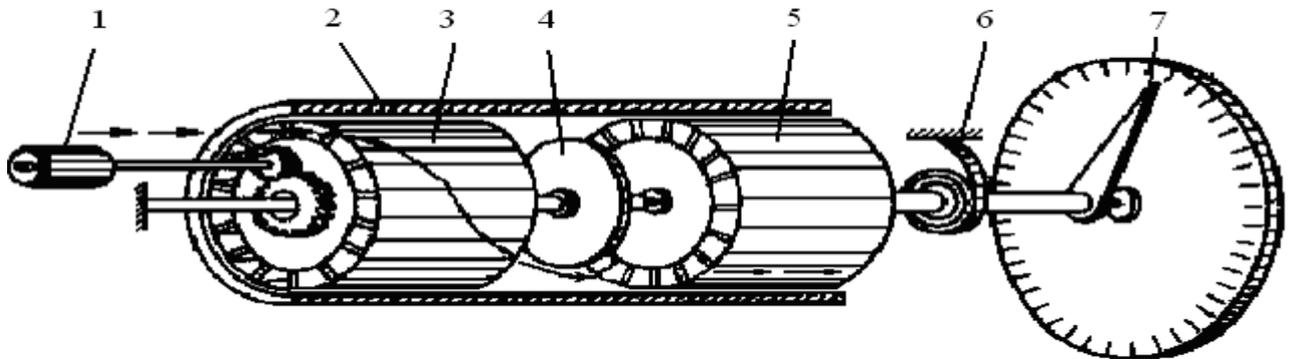


Рис. 11. Принципиальная схема турбосилового расходомера

Ротор вращается от электродвигателя 1 с угловой скоростью ω и закручивает жидкость, которая приобретает винтовое движение, показанное стрелками. Далее жидкость поступает на ротор 5, закрепленный на пружине 6, и закручивает последнюю на угол ϕ , пропорциональный массовому расходу. Неподвижный диск 4 уменьшает вязкостную связь между роторами.

Главный момент количества движения жидкости l_x относительно оси вращения роторов определяется выражением

$$l_x = J_x * \omega, \quad (7)$$

где l_x – момент инерции закручиваемой жидкости относительно оси вращения, кг*м²; ω – угловая скорость вращения жидкости, об/мин.

Обозначим через m массу вращающейся жидкости, а через r_c средний радиус каналов ротора 3. Очевидно, $J_x = r_c^2 * m$. Тогда, из уравнения (7) вытекает:

$$l_x = \omega * r_c^2 * m. \quad (8)$$

Из закона моментов следует, что

$$dl_x/dt = M, \quad (9)$$

где M – главный момент всех внешних сил, действующих на жидкость со стороны ротора 3, Н/м.

Отсюда

$$M = \omega * r_c^2 * dm/dt = \omega * r_c^2 * Q_M. \quad (10)$$

так как $Q_M = dm/dt$.

Момент M не учитывает сопротивления от момента M_B , создаваемого силами вязкостного трения на поверхностях ротора, и от момента M_M , создаваемого силами трения в подшипниках. Крутящий ротор 3 момент M_K должен преодолевать все эти моменты. Следовательно,

$$M_K = M + M_B + M_M. \quad (11)$$

Чтобы исключить появление дополнительной погрешности измерения массового расхода, моменты M_v и M_m должны сохранять постоянное значение или же быть компенсированы. С увеличением наружного радиуса r_1 каналов роторов или лопастей крыльчаток чувствительность расходомера увеличивается. Для жидкостей радиус r_1 обычно принимают равным радиусу трубопровода или несколько больше. Внутренний радиус r_2 чаще всего равен радиусу ступицы. Длину l лопастей выбирают так, чтобы обеспечить закрутку всех частиц потока, проходящих через ротор при наибольшем измеряемом расходе, т. е. принимают $l \geq t * v$, где t – время поворота крыльчатки между смежными лопастями, с. Так как $t = 2 * \pi / z * \omega$, где z – число лопастей, то, следовательно, имеем $l * z \geq 2 * \pi * v / \omega$.

Таким образом, длина лопастей l должна быть тем больше, чем меньше их число z . Брать большое число z не рекомендуется из-за загромождения проходного сечения, а также увеличения трения жидкости о лопасти и соответственно потери давления. Угловая скорость вращения жидкости ω при внешнем воздействии в большинстве случаев соответствует 1500 об/мин, но имеются расходомеры и с большей угловой скоростью. Если электродвигатель отсутствует, и закручивание потока происходит за счет его потенциальной энергии с помощью роторов, имеющих наклонные лопатки, то скорость ω возрастает с увеличением расхода.

Турбосиловые расходомеры применяются очень часто, особенно для более значительных расходов. Максимальные расходы для жидкости от 6 до 300 т/ч при диаметрах труб от 50 до 200 мм. Их погрешность $\pm (0,5 \div 2) \%$ от предела шкалы. Постоянная времени около 1с. Рассмотрим их разновидности. Схемы основных турбосиловых расходомеров с внешним приводом (с электроприводом) представлены на рис.12,а–и.

Первые две схемы (рис.12,а,б) относятся к расходомерам, у которых вращается лишь ротор 1, связанный с электроприводом. Ротор же 2 закручивается на угол φ , зависящий от сил, создающих противодействующий момент. Как видно из рис.12,а; момент создается при закрутке пружины 3. По такой схеме работали первые конструкции турбосиловых расходомеров. Герметизированный электродвигатель с ротором в виде постоянного магнита помещен внутри входного патрубка в обтекаемом кожухе. Его вал через зубчатую передачу вращает ротор 1, снабженный каналами для прохода жидкости. Угол φ , на который поворачивается ротор 2, воспринимается преобразователем угла поворота, связанным с ротором 2 магнитной муфтой. Если считать, что момент, действующий на ротор 2, определяется уравнением (9), то, обозначая жесткость пружины 3 через c , получим зависимость угла поворота φ от расхода Q_m .

$$\varphi = \omega * r_c^2 * Q_m / c. \quad (12)$$

Следующие пять схем (рис.12,в–ж), относятся к расходомерам, у которых непрерывно вращаются оба ротора.

На схемах, (рис.12,в,г) к ведомому ротору 2 приложены противодействующие моменты $M_{\text{п}}$, создаваемые тормозным диском 3, взаимодействующим с неподвижными магнитами (рис.12,в) или же гистерезисной муфтой 3 (рис.12,г).

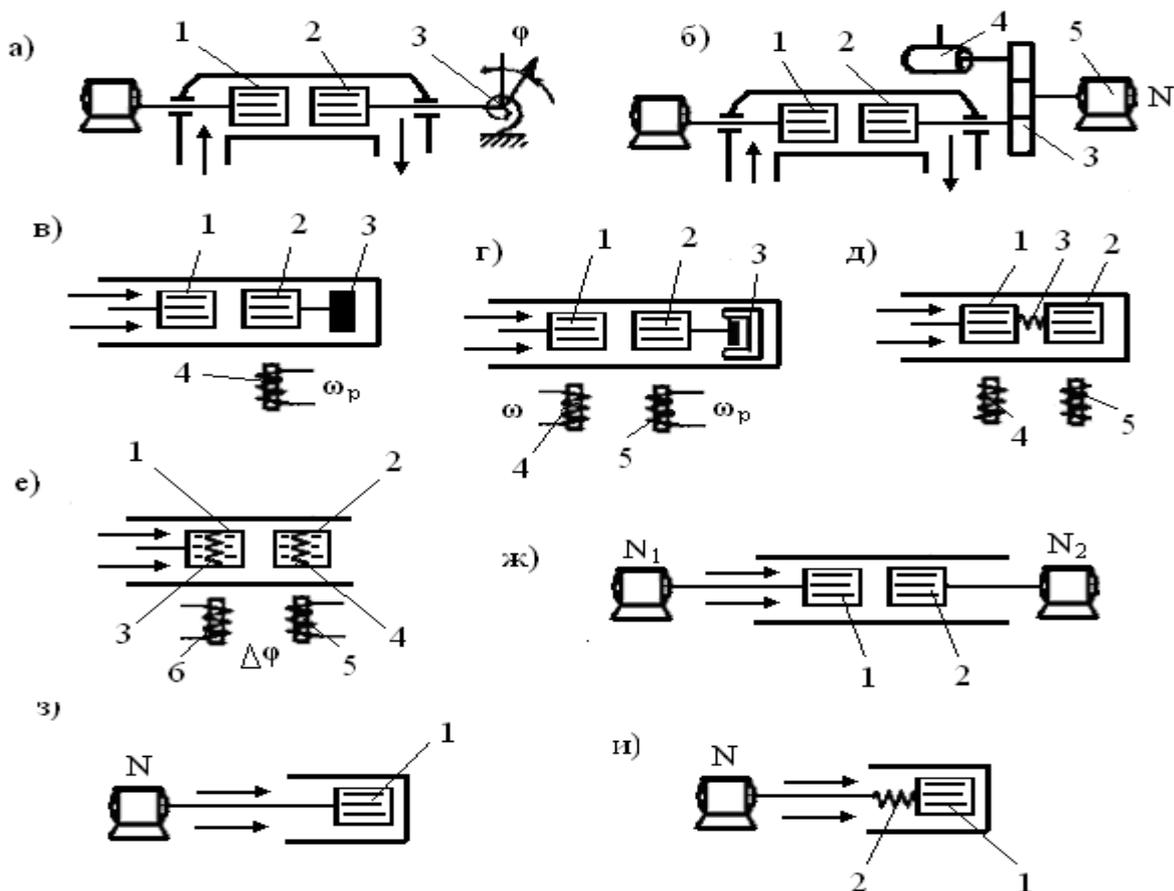


Рис. 12. Схемы основных турбосиловых расходомеров с электроприводом

В первом случае постоянный тормозной момент равен

$$M_{\text{п}} = k * \omega_{\text{p}}, \quad (13)$$

где k – коэффициент пропорциональности; ω_{p} – угловая скорость ведомого ротора, об/мин. Во втором случае гистерезисная муфта образует постоянный тормозной момент $M_{\text{п}}$, не зависящий от ω_{p} . В обоих случаях скорость вращения; ω_{p} ротора 2 будет меньше скорости вращения ω ротора 1 и к ротору 2 со стороны жидкости будет приложен момент, определяемый по формуле:

$$M = (\omega - \omega_{\text{p}}) * r_{\text{с}}^2 * Q_{\text{м}}. \quad (14)$$

Приравнивая этот момент моменту $M_{\text{п}} = k * \omega_{\text{p}}$, найдем зависимость между ω_{p} и расходом $Q_{\text{м}}$ в случае применения тормозного диска

$$\omega_{\text{p}} = \frac{k * r_{\text{с}}^2 * Q_{\text{м}}}{k + r_{\text{с}}^2 * Q_{\text{м}}} * \omega. \quad (15)$$

Таким образом, путем измерения ω_p с помощью тахометрического преобразователя 4 можно судить о расходе Q_M . Но здесь нет пропорциональности между ω_p и Q_M , хотя по мере уменьшения отношения $\omega_p = r_c^2 / k$ зависимость между ω_p и Q_M делается не более линейной.

В случае применения гистерезисной муфты (рис.12,г), у которой противодействующий момент $M_{II} = \text{const}$, возможно несколько измерительных схем. Если ограничиться лишь измерением скорости вращения ω_p ротора 2, то получим зависимость

$$\omega_p = \omega - M_{II} / r_c^2 * Q_M. \quad (16)$$

Шкала такого прибора нелинейна и будет иметь подавленный нуль.

Измерение возможно лишь при расходах $Q_M > M_{II} / \omega * r_c^2$. Более целесообразна схема, при которой измеряется разность скоростей ($\omega - \omega_p$) ведущего 1 и ведомого 2 роторов с помощью тахометрических преобразователей 4 и 5. Частота импульсов f и f_p , вырабатываемых ими, пропорциональна ω и ω_p , а именно: $f = k * \omega / 2 * \pi$ и $f_p = k * \omega_p / 2 * \pi$, где k – коэффициент пропорциональности. Подставляя значения f и f_p вместо ω и ω_p в уравнение (14), получим

$$Q_M = \frac{k * M_{II} * T}{2 * \pi * r_c^2}, \quad (17)$$

где $T = (f - f_p)^{-1}$ – период биения частот f и f_p . Здесь Q_M пропорционально T .

Возможна еще и третья измерительная схема, при которой скорость ротора 1 автоматически регулируется так, чтобы крутящий момент M на этом роторе был равен тормозному моменту M_{II} , т. е. чтобы удовлетворялось уравнение $\omega = M_{II} / r_c^2 * Q_M$. При этом скорость вращения ω первого ротора будет мерой расхода Q_M , но шкала будет гиперболической со всеми присущими ей недостатками. При этой схеме ведомый ротор 2 практически неподвижен.

В схеме расходомера, (рис.12,д) ведущий 1 и ведомый 2 роторы связаны между собою пружиной 3 и вращаются с одинаковой скоростью. Крутящий момент $M_{II} = r_c^2 * Q_M * \omega$ закручивает пружину 3, имеющую жесткость c на угол φ , определяемый из уравнения.

Угол φ равен угловому сдвигу роторов относительно друг друга. Для

$$Q_M = \frac{c}{r_c^2} * \frac{\varphi}{\omega}. \quad (18)$$

измерения этого сдвига снаружи трубы устанавливаются тахометрические преобразователи 4 и 5, а роторы снабжаются отметчиками из магнитомягкого материала. Измеряется промежуток времени Δt между двумя смежными импульсами преобразователей 4 и 5. Если T – время одного оборота роторов, то $\varphi = 2 * \pi * \Delta t / T$, а так как $\varphi = 2 * \pi / T$, то, следовательно,

$$\varphi / \omega = \Delta t \quad (19)$$

Подставляя отсюда значение φ в уравнение (18), получим

$$Q_M = c * \Delta t / r_c^2. \quad (20)$$

Поэтому расход Q_M оказывается пропорциональным Δt как при синхронном ($\omega = \text{const}$), так и при асинхронном двигателе, при котором скорость ω переменная и зависит от расхода. Электрические схемы измерения Δt довольно сложные. Схемы, аналогичные показанной (рис.12,д), нашли применение у расходомеров, роторы которых приводятся во вращение за счет потенциальной энергии потока (рис.13). Сложность измерительной схемы компенсируется у них простотой преобразователя расхода.

Схемы (рис.12,е,ж) предназначены для измерения расхода веществ (например, жидких топлив) с сильно изменяющейся вязкостью. В схеме (рис.12,е) один электродвигатель приводит во вращение ротор 1 через пружину 3 и независимо от него ротор 2 через пружину 4. Первый по ходу потока ротор 1 нагружен крутящим моментом M и моментом сопротивления M_{c1} (от вязкости жидкости и от трения в подшипниках). Ротор 2 нагружен только моментом сопротивления M_{c2} . Поэтому угол закрутки φ пружины 3 будет больше угла закрутки φ_2 пружины 4. При равенстве жесткостей обеих пружин и равенстве моментов сопротивления $M_{c1} = M_{c2}$ угловой сдвиг роторов $\Delta\varphi = \varphi_1 - \varphi_2$, измеряемый с помощью тахометрических преобразователей 4 и 5, как было разъяснено выше, оказывается пропорциональным расходу Q_M . В схеме (рис.12,ж) каждый из роторов вращается от своего электродвигателя, Первый по ходу потока нагружается суммой моментов $M_v + M_{c2}$, а второй только моментом M_{c2} . При равенстве моментов M_{c1} и M_{c2} и одинаковых электродвигателях разность мощностей $\Delta N = N_1 - N_2$ потребляемых электродвигателями, определяется уравнением $\Delta N = r_c^2 * Q_M * \omega$, т. е. будет пропорциональна расходу Q_M .

Конструкция, выполненного по этой схеме преобразователя расходомера К-2, разработанного в ИАТ, представлена на рис.13.

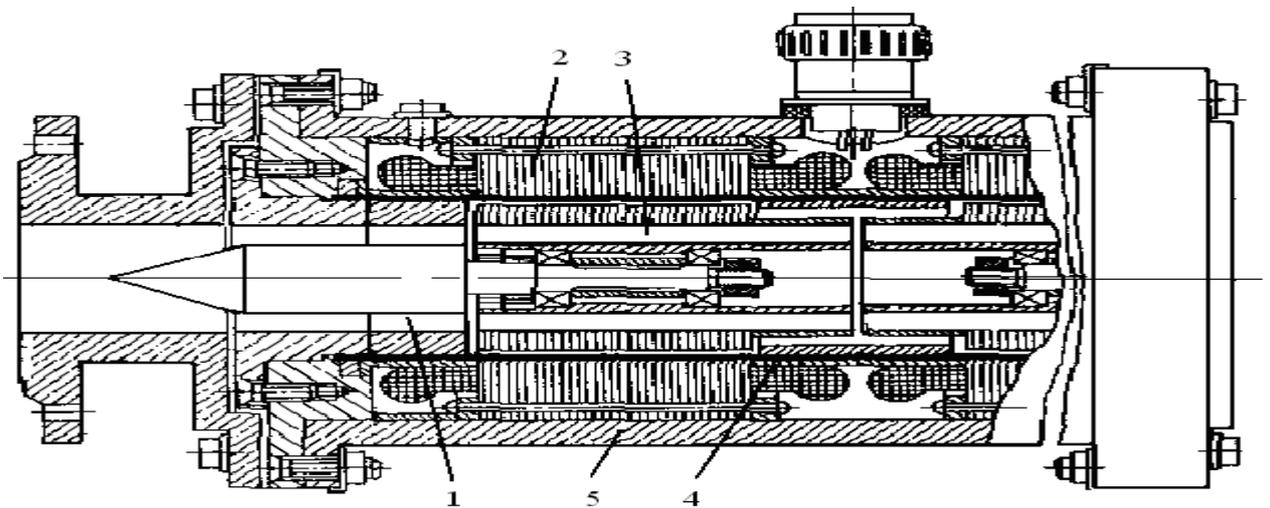


Рис. 13. Турбосиловой расходомер К-2 с компенсацией вязкости вещества

Преобразователь имеет два одинаковых ротора 3, состоящих каждый из прямолопастной крыльчатки, совмещенной с ротором своего электродвигателя. Роторы снабжены шариковыми подшипниками, установленными на консольных осях. Статоры 2 находятся в герметических полостях, образованных корпусом 5 и диамагнитными втулками 4, отделяющими их от роторов. Струевыпрямитель 1 создают одинаковые условия входа и выхода жидкости, а значит, и одинаковые условия для сил вязкого трения, действующих на ту и другую крыльчатку. Для достижения полной компенсации моментов вязкого и механического трения оба электропривода должны иметь одинаковые характеристики. Кроме того, необходима полная идентичность обоих роторов, в том числе зазоров. При зазорах между струевыпрямителями и роторами, равных 1,35 мм, градуировки на воде и смеси масла с керосином совпали с погрешностью не более 1 % в диапазоне расходов от 0,5 до 4,5 кг/с. Но при уменьшении у второго ротора этого зазора до 0,6 мм наблюдалось изменение градуировочной зависимости. С уменьшением зазоров между роторами и разделительной втулкой 4 чувствительность расходомера возрастает. При увеличении зазоров от 0,2 до 0,6 мм крутизна градуировочной зависимости заметно уменьшалась. Схемы однороторных турбосиловых расходомеров представлены на рис.12,з,и.

В первой из них расход определяется путем измерения электрической мощности N , затрачиваемой на вращение электродвигателя. Она прямо пропорциональна крутящему моменту M_k согласно зависимости $N = M_k * \omega$. Проще всего определять N по силе тока i , питающего статор электродвигателя. Во второй схеме (рис.12,и) электродвигатель связан с ротором 1 пружиной 2, угол закрутки которой пропорционален расходу.

Для получения высокой точности измерения расхода во всех рассмотренных схемах моменты вязкостного M_v и механического M_m трения должны быть постоянными или сведены до небольшого значения. В схеме (рис.12,д), роторы связаны пружиной, ведомый ротор вращается внутри втулки, укрепленной на ведущем роторе. При этом пружина оказывается разгруженной

от вязкого трения на периферии ведомого ротора и остается лишь влияние вязкого трения на его торцевых плоскостях. Весьма полное устранение влияния моментов M_v и M_p достигается в схемах (рис.12,е,ж), у которых один ротор нагружен полным крутящим моментом M_k , а другой – только суммой моментов сопротивления $M_v + M_p$.

В турбосиловых расходомерах с электроприводом целесообразно электродвигатель располагать внутри преобразователя расхода. При этом ротор последнего совмещают с ротором электродвигателя. Статор же отделяют от измеряемой среды с помощью немагнитной металлической втулки (рис.13). При внутреннем электроприводе устраняется необходимость в зубчатой передаче, связывающей электродвигатель с приводным ротором, исключается трение передающей оси в сальнике, что уменьшает и стабилизирует момент M_m . Толщина разделительной втулки и зазор между втулкой и ротором должны быть минимально допустимыми из условий прочности. Наилучший материал для втулки – сталь 1Х13, при которой сила тока холостого хода наименьшая и равна 0.39А. При втулках из стали 1Х18Н9Т сила тока 0.785А, а при втулке из латуни – 0,878А. В расходомерах ИАТ применялись как синхронные (типа ДВС–У1), так и асинхронные (типа ДВА–У3) электродвигатели с проточенными статорами и частотой вращения 1500 об/мин

Многие из схем, представленных на рис.12, можно осуществить без электродвигателя с приводом от потока. При этом закрутка потока достигается с помощью неподвижного шнека или другим путем. Таким образом, реализована схема, в которой электродвигатель был заменен на неподвижный шнек (рис.12,г). Расход определялся по уравнению (14) путем измерения периода T биения частот, пропорциональных скоростям ω и ω_r .

Схемы расходомеров (рис.14,а–в) состоят из двух (иногда трех) крыльчаток, связанных пружиной. Если одну из них сделать с наклонными или винтовыми лопастями, то она также как и ведомая крыльчатка станет вращаться за счет внутренней энергии потока. Отсутствие электродвигателя упрощает конструкцию преобразователя расхода и увеличивает надежность его работы. Обе крыльчатки вращаются с одинаковой угловой скоростью ω , а образующийся при этом угол сдвига ϕ между ними, равный углу закручивания пружины, будет возрастать с ростом массового расхода Q_m . Момент, закручивающий пружину,

равен $k * r_c^2 * Q_m * \omega$ (k – коэффициент, зависящий от соотношения углов наклона лопастей на крыльчатках; если ведомая крыльчатка прямолопастная, то $k = 1$). Противодействующий момент, создаваемый пружиной, равен $c * \Phi$ (c – жесткость пружины). Приравняв эти моменты, получим

$$Q_m = (c / r_c^2) * \frac{\Phi}{\omega}. \quad (21)$$

Из уравнения (21) следует, что $\varphi/\omega = \Delta t$ (Δt – время поворота крыльчаток на угол φ). Тогда из предыдущего уравнения вытекает, что $Q_M = c * \Delta t / (k * r_c^2)$. Для измерения времени Δt каждая из крыльчаток имеет свой тахиметрический преобразователь. Время Δt измеряется по времени сдвига двух соседних импульсов, генерируемых этими преобразователями. У турбосиловых расходомеров без электропривода угловая скорость ω растет вместе с расходом.

Схема, разработанная фирмой «Поттер» (Potter) представлена на рис.14,а.

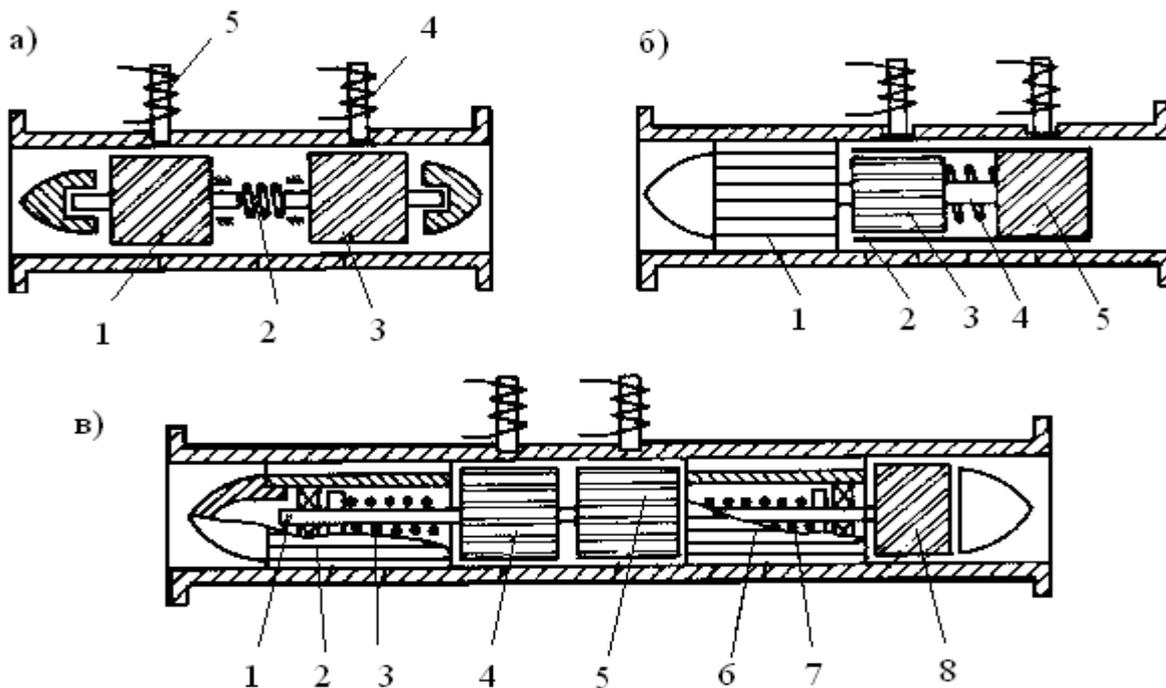


Рис. 14. Турбосиловые расходомеры с приводом от потока и измерением временного сдвига

Преобразователь состоит из двух крыльчаток 1 и 3, связанных между собой пружиной 2. Углы наклона лопастей у крыльчаток разные. Это вызывает при движении потока закручивание пружины 2 на угол φ , пропорциональный расходу Q_M . Направление закручивания зависит от того, какая из крыльчаток 1 и 3 имеет больший наклон лопастей. Угол φ измеряется с помощью тахиметрических преобразователей 4 и 5 по времени сдвига. По этой схеме был создан отечественный турбосиловой расходомер. Роль пружины выполнял торсион (стержень, работающий на кручение), пропущенный внутри пустотелого вала, на котором посредством шпонки закреплялась одна из крыльчаток. Один конец торсиона соединен с валом, другой – со второй крыльчаткой. Расходомер предназначен для измерения больших расходов газа до 20 000 кг/ч. Другой расходомер, разработанный по этой же схеме, предназначен для измерения расхода жидкости от 290 до 1620 т/ч в трубе диаметром 250 мм при давлении 5 МПа.

По схеме преобразователя расхода (рис.14,б) создан расходомер К–101. Для устранения влияния ближайшего местного сопротивления здесь предусмотрен струевыпрямитель 1, пройдя через который, поток сперва поступает на прямолопастную крыльчатку 3, а затем на крыльчатку 5 с наклонными лопастями, которая и будет ведущей.

Крыльчатки связаны пружиной 4 и вращаются с одинаковой частотой. Чтобы уменьшить влияние вязкости на точность измерения расхода, на крыльчатке 5 укреплен втулка 2. Внутри которой, с очень малым зазором вращается крыльчатка 3. В результате уменьшается момент вязкого трения, вызывающий дополнительное закручивание пружины 4, При изменении расхода от 1 до 5 кг/с в расходомере К–101 время Δt изменялось от 5 до 11,5 мс. Дополнительная погрешность от шестикратного изменения вязкости (от $1 \cdot 10^{-6}$ до $6 \cdot 10^{-6}$ м²/с) составила 2 %.

Схема преобразователя расходомера К–102, разработанного в ИАТ для более полного устранения влияния вязкости, представлена на рис.14,в. С этой целью в преобразователь введена третья крыльчатка 5. Ведущая крыльчатка 8 с наклонными лопастями укреплен на оси 1, имеющей подшипники качения, установленные в струевыпрямителях 2 и 6. От оси 1 через отдельные пружины 3 и 7 приводятся во вращение прямолопастные крыльчатки 4 и 5. Поток проходит через крыльчатку 4, а затем через крыльчатку 5. Поэтому на крыльчатку 4 и пружину 3 действует как момент, закручивающий поток M , так и сумма моментов $M_v + M_m$ от вязкости и трения в подшипниках. На крыльчатку же 5 и пружину 7 действует только сумма моментов $M_v + M_m$. Поэтому угол закручивания φ_2 пружины 7 будет меньше угла закручивания φ_1 пружины 5. В результате между крыльчатками 4 и 5 образуется угол сдвига $\Delta\varphi = \varphi_1 - \varphi_2$. Если суммы моментов $M_v + M_m$ действующих на крыльчатки 4 и 5, одинаковы и жесткости обеих пружин равны друг другу, то $\Delta\varphi$ будет зависеть лишь от момента, закручивающего поток. Тогда, очевидно,

$$Q_M = (c / r_c^2) * (\Delta\varphi / \omega) = c * \Delta t / r_c^2, \quad (22)$$

где Δt – время поворота всей системы на угол $\Delta\varphi$, измеряемое с помощью двух тахометрических преобразователей, с.

Результаты испытания расходомера К–102 на расходах от 1 до 5 кг/с на воде и водоглицериновой смеси при более чем десятикратном изменении вязкости дали практически одну градуировочную кривую с разбросом экспериментальных точек в пределах ± 1 %. В расходомерах К–101 и К–102 число оборотов крыльчаток возрастает от 600 до 3000 об/мин при увеличении расхода от $Q_{\min} = 1$ кг/с до $Q_{\max} = 5$ кг/с. Соответственно, частота импульсов, генерируемых тахометрическими преобразователями, возрастает от 10 до 50 Гц.

Существуют и другие разновидности турбосиловых расходомеров с приводом от потока. Так, если в схеме на рис. 6,а заменить электродвигатель на неподвижный шнек, закручивающий поток, то первая прямолопастная

крыльчатка будет вращаться с угловой скоростью ω , а пружина, передающая это вращение второй крыльчатке, закрутится на угол φ , пропорциональный моменту $M = r_c^2 * Q_m * \omega$. Очевидно, расход Q_m можно будет определить по формуле $Q_m = (c * \varphi) / (\omega * r_c^2)$, где c – жесткость пружины, r_c – средний радиус каналов ротора, м. Здесь в дополнение к измерению угла φ надо еще измерять ω с помощью тахометрического преобразователя.

Относительная простота конструкции турбосиловых преобразователей расхода без электропривода – их несомненное достоинство, а сложность схем измерения времени Δt – их недостаток. Точность же измерения расхода в большой степени зависит от совершенства упругих свойств, применяемых пружин и стабильности их характеристик в условиях эксплуатации. Кроме того, на точность и надежность работы преобразователей влияют качество и надежность опор.

1.5. Способы получения интегрального расхода

Измерение суммарного расхода топлива сводится к интегрированию по времени сигналов мгновенного расхода. Сигналы мгновенного расхода дискретизируются, поэтому интегрирование сводится к суммированию импульсов за определенное время.

В датчике суммарного расхода топлива (рис.15) вращение крыльчатки 1 через червячную передачу 3 с помощью индуктивно-импульсного устройства (ИИУ) преобразуется в электрические импульсы.

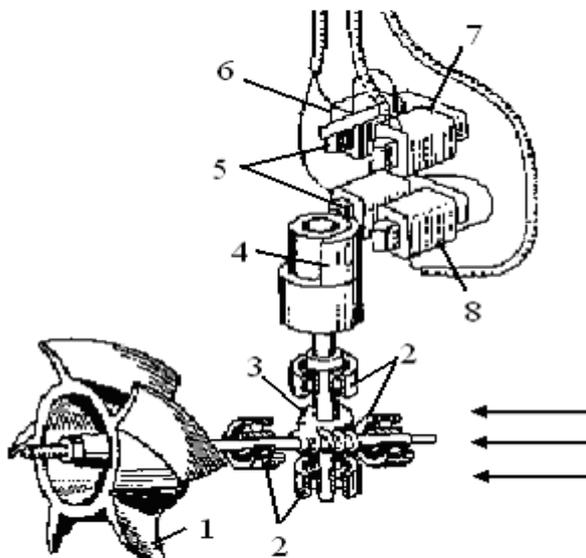


Рис. 15. Кинематическая схема датчика суммарного расхода топлива:

1 – крыльчатка, 2 – подшипники, 3 – червячная передача, 4 – стальной сердечник, 5 – сердечник, 6 – магнитный шунт, 7 – катушка постоянной индуктивности, 8 – катушка переменной индуктивности.

Якорь ИИУ представляет собой стальной сердечник 4, укрепленный на немагнитном цилиндрическом основании и помещенный в магнитное поле

катушек переменной индуктивности 8 с незамкнутым П-образным ферромагнитным сердечником 5. Над катушками размещена другая пара катушек постоянной индуктивности 7. Через каждые 30 оборотов крыльчатки якорь ИИУ приближается к сердечнику нижней пары катушек и этим уменьшает магнитное сопротивление воздушного зазора сердечника катушки, а, следовательно, вызывает увеличение индуктивности катушек. Катушки 7 постоянной и катушки 8 переменной индуктивности, имеющие коэффициенты самоиндукции L_2 и L_1 , включены в разные плечи индуктивного моста, остальные два плеча которого образованы обмотками трансформатора L_3 и L_4 (рис.16).

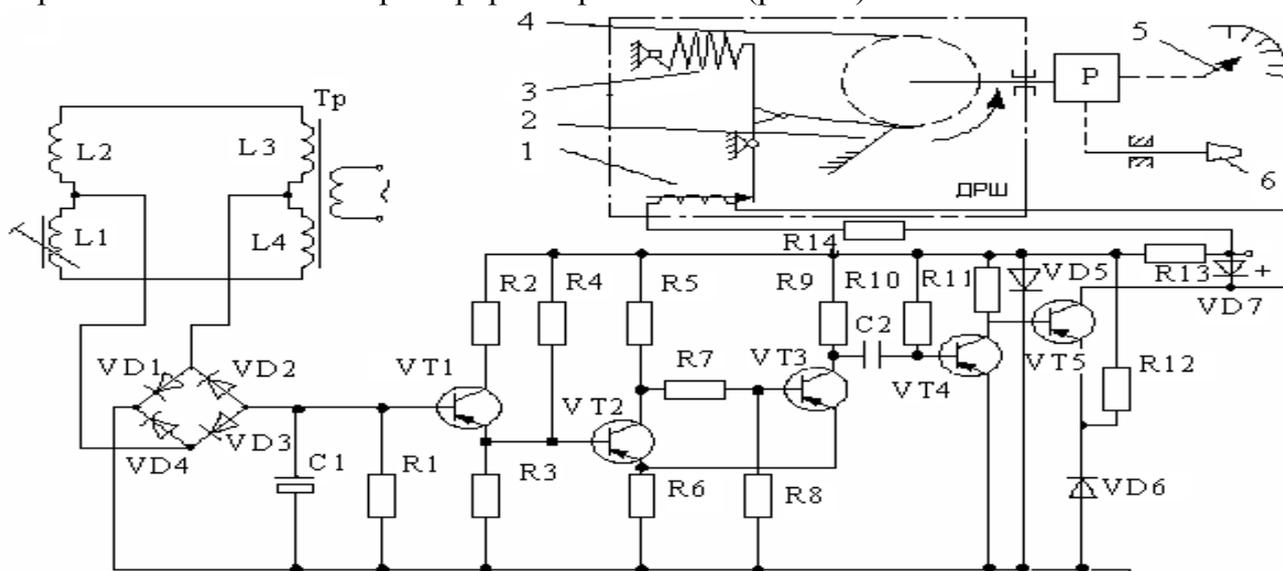


Рис. 16. Принципиальная электрическая схема суммирующего расходомера:
1 – обмотка ДШР, 2 – корпус, 3 – возвратная пружина, 4 – храповое колесо, 5 – стрелка, 6 – кремальера.

При изменении индуктивности L_1 равновесие моста нарушается и на его измерительной диагонали появляется напряжение частотой 400 Гц (мост питается напряжением 115 В, 400 Гц), промодулированное по амплитуде частотой импульса, как видно из рис.17,а. Это напряжение поступает на вход импульсного усилителя и преобразуется в импульсы прямоугольной формы постоянной длительности и амплитуды, необходимые для управления шаговым двигателем.

Усилитель состоит из следующих функциональных каскадов: амплитудного детектора, усилителя постоянного тока, формирующего устройства, времязадающего каскада, выходного каскада мощности.

Амплитудный детектор выделяет низкочастотную составляющую входного сигнала и представляет собой мостовую двухполупериодную схему выпрямления, выполненную на диодах VD_1, VD_2, VD_3, VD_4 .

Усилитель постоянного тока, выполненный на транзисторе VT_5 , усиливает выходной сигнал амплитудного детектора до величины, достаточной для надежного срабатывания формирующего устройства.

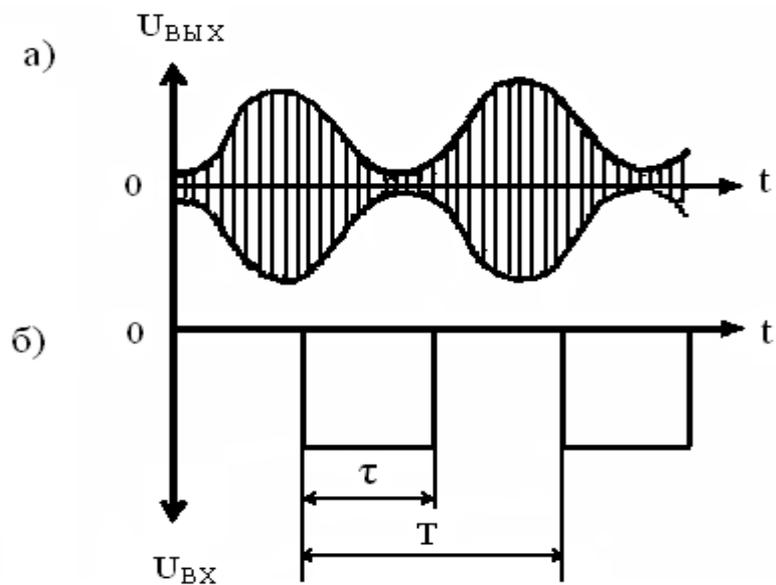


Рис. 17. Графики изменения входного (а) и выходного (б) напряжений импульсного усилителя

Роль формирующего устройства выполняет триггер с эмиттерной связью, в схему которого входят транзисторы VT6, VT7 и резисторы R4 – R9.

Времязадающий каскад, состоящий из транзистора VT8, резистора R10 и емкости C2, представляет собой одностранзисторный мультивибратор и служит для формирования импульсов постоянной длительности, поступающих затем на выходной каскад мощности, собранный на транзисторе VT9.

Таким образом, на выходе импульсного усилителя формируются прямоугольные импульсы напряжения постоянной длительности, частота следования которых определяется низкочастотной составляющей сигнала датчика (рис.17,б).

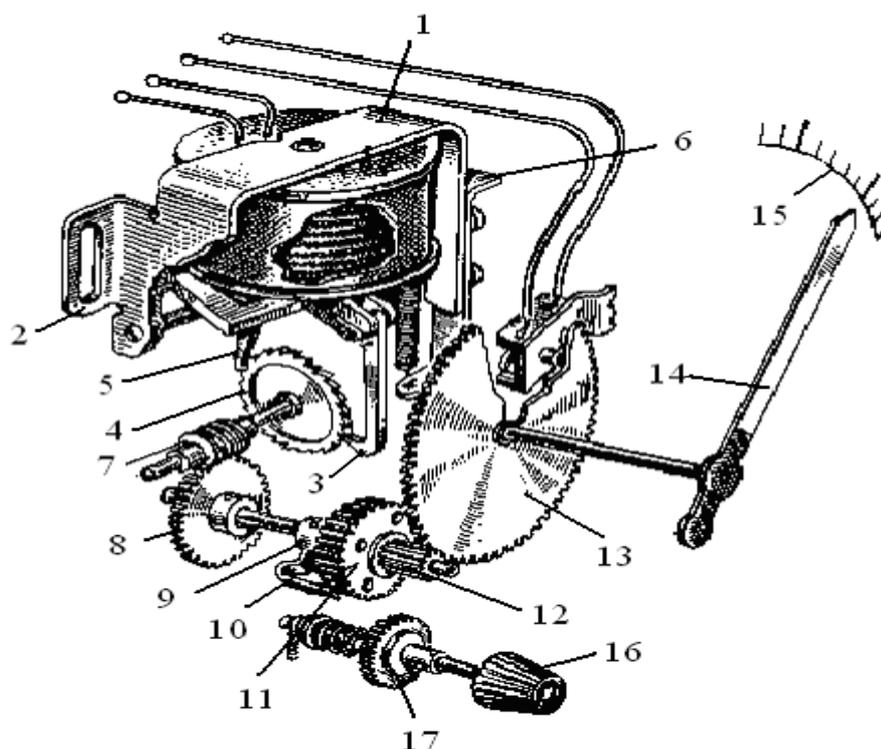


Рис. 18. Кинематическая схема указателя расходомера:

1 – электромагнит; 2 – якорь электромагнита; 3 – ведущая собачка; 4 – храповое колесо; 5 – стопорная собачка; 6 – возвратная пружина; 7 – червяк редуктора; 8 – червячное колесо; 9 – шестерня; 10 – фиксатор; 11, 12, 13, 17 – шестерни; 14 – стрелка; 15 – шкала; 16 – кремальера.

В качестве указателя в суммирующих расходомерах применяется счетчик импульсов (рис.18). При подаче импульса на обмотку релейно-шагового двигателя, состоящего из электромагнита 1, якорь 2 которого при помощи ведущей собачки 3 поворачивает храповое колесо 4 на один зуб при каждом замыкании цепи. Стопорная собачка 5 предохраняет колесо от проворачивания. Возвратная пружина 6 служит для регулирования усилия возврата якоря. Редуктор, состоящий из червяка 7, червячного колеса 8, шестерни 9, фиксатора 10, шестерен 11, 12 и 13, передает вращение храпового колеса 4 на стрелку 14. Стрелка перемещается по направлению к нулю шкалы 15 и в каждый момент времени показывает запас топлива в топливной системе. Перевод стрелки прибора на деление, соответствующее залитому запасу топлива, производится кремальерой 16, на оси которой укреплена шестерня 17. При перемещении кремальеры в осевом направлении шестерня 17 приходит в зацепление с шестерней 11. Число оборотов сердечника ИИУ датчика пропорционально числу оборотов крыльчатки, следовательно, число срабатываний ДРШ будет также пропорционально числу оборотов крыльчатки и, значит, количеству топлива, прошедшего через датчик.

Перед запуском авиадвигателя на барабанчиках счетчика импульсов устанавливаются вручную показания, соответствующие заправленному количеству топлива для одного двигателя. В процессе расходования топлива

показания счетчика уменьшаются. Таким образом, прибор показывает количество топлива, оставшегося в баках.

При эксплуатации расходомеров, как и при эксплуатации топливомеров, следует соблюдать общие правила безопасности при работе с легко воспламеняющимися веществами.

Перед демонтажем датчиков перекрываются топливные магистрали, и сливается топливо из трубопровода, в разрез которого установлен датчик. После монтажа датчика герметичность топливной системы проверяется под давлением, создаваемым перекачивающими насосами.

Перед каждым полетом, а также перед запуском и опробованием двигателей необходимо стрелку запаса топлива указателя суммирующего расходомера установить на фактически заправленное в баки количество топлива. Так как расходомеры рассчитаны на работу с топливом различных марок, необходимо проверить положение переключателя шкалы плотности и его соответствие заправленному топливу.

В процессе эксплуатации обращают особое внимание на целостность экранировки и изоляции соединительных проводов. Сопротивление изоляции проверяется при отключенных разъемах агрегатов комплекта и должно быть не менее 20 МОм.

Наиболее частые неисправности расходомеров возникают из-за засорения подшипников крыльчатки в направляющем аппарате, отказов элементов электроники, обрывов соединительных проводов. В случае засорения подшипников датчики промываются бензином.

1.6 Анализ погрешностей канала измерения расхода

Представленные расходомеры являются приборами косвенного метода измерения, поэтому им свойственны методические погрешности. При градуировке в объемных единицах методические погрешности отсутствуют, так как в градуировочной формуле (2) площадь сечения трубопровода постоянна. Однако при градуировке в массовых единицах методические погрешности возникают, как следует из формулы (3), вследствие изменения плотности ρ при изменении температуры или сорта топлива.

Погрешности при замене сорта топлива могут достигать 5 – 6 %. Они учитываются поправочными графиками.

Методические температурные погрешности в диапазоне температур топлива ± 60 °С достигают 5 – 10 %. Для автоматической компенсации этих погрешностей применяют чувствительные элементы, реагирующие на температуру топлива и подающие компенсационные сигналы в схему прибора. В качестве чувствительных элементов применяются конденсаторы, в которых диэлектрическая постоянная является функцией температуры топлива, и терморезисторы. Методическая погрешность из-за изменения плотности при замене сорта топлива в расходомерах либо учитывается путем тарировки

расходомера под определенный сорт топлива с нанесением на шкале показывающего прибора плотности данного сорта топлива, либо компенсируется автоматически введением в электрическую схему дополнительных поправочных резисторов, подключаемых с помощью специальных переключателей сорта топлива, расположенных на пульте управления.

Погрешность измерения может также возникать из-за неравномерного распределения скорости течения топлива по поперечному сечению датчика расхода.

Для уменьшения этой погрешности необходимо, чтобы течение топлива в области установки крыльчатки не было турбулентным. В целях достижения этого и для направления потока вдоль оси крыльчатки перед крыльчаткой и после крыльчатки устанавливают струенаправляющие аппараты, прямые лопатки которых расположены параллельно оси турбинки.

Инструментальные погрешности расходомеров складываются из погрешностей преобразователя, измерительной схемы и указателя.

Погрешности датчика обусловлены моментом нагрузки на крыльчатку, равным сумме моментов трения M_{Tr} , жидкостного сопротивления $M_{ж}$ и преобразования $M_{Пр}$, т. е.

$$M_{Н} = M_{Tr} + M_{ж} + M_{Пр}. \quad (23)$$

Обычно $M_{Пр} \ll M_{Н}$.

Если момент нагрузки сравним с моментом, развиваемым крыльчаткой $M_{д}$, то нарушается пропорциональность в формулах (3) и (4). Для уменьшения погрешностей параметры датчика следует выбирать из условия

$$M_{Д} \gg M_{Н}. \quad (24)$$

На современных летательных аппаратах в комплекте суммирующих расходомеров и топливомерно-расходомерные систем применяются датчики типа РТСТ и ДРТС, включающие в себя узлы мгновенного и суммарного расхода топлива. Погрешность измерения комплекта расходомера с датчиками указанного типа в нормальных условиях не превышает $\pm 1,5$ % от общего количества топлива, прошедшего через датчик.

Температурные инструментальные погрешности в расходомерах мгновенного расхода компенсируются термомагнитным шунтом.

Инструментальные погрешности измерительных схем суммирующих расходомеров практически отсутствуют, поскольку число импульсов пропорционально расходу. В процессе эксплуатации расходомеров возникают дополнительные инструментальные погрешности, вызываемые изменениями геометрических размеров подвижных элементов датчика расхода и электрических параметров элементов измерительной схемы.

На летательных аппаратах устанавливаются расходомеры типа РТС – I6, РТМСА, РТМСВ. Основные приведенные погрешности этих расходомеров не превышают $\pm 2 - 3$ % при нормальных условиях и достигают $4 - 5$ % при изменении температуры от $- 60$ до $+60$ °С. Для расходомеров типа РТС–1 и топливомерно-расходомерные систем типа

СТР суммарная погрешность комплекта при температуре ± 60 °С, как правило, не превышает $\pm 3,5$ % общего количества топлива, прошедшего через датчики расходомера.

1.7. Современные разработки

Турбинные преобразователи расхода (рис.19) предназначены для выдачи информации об объемном расходе измеряемой жидкости в виде частотного электрического сигнала синусоидальной формы с максимальной частотой для ТПР1 6 250 Гц, а для ТПР7 20 500 Гц и амплитудой сигнала на минимальной частоте не менее 25 мВ при наземных (стендовых) испытаниях изделий.

Измеряемая среда:

I группа – неагрессивные смазывающие жидкости (углеводородистые топлива, жидкости гидросистем, промышленные масла);

II группа – неагрессивные несмазывающие жидкости (вода, спирт, аммиак);

III группа – однофазные криогенные жидкости (оксид, энерген);

IV группа – агрессивные жидкости (амил меланж I).



Рис. 19. Турбинный преобразователь расхода ТПР1-20

Кинематическая вязкость измеряемой среды до 100 сСт.

Температура измеряемой среды:

от – 200 до +200 °С – для неагрессивных и однофазных криогенных жидкостей;

от – 60 до +50 °С – для агрессивных жидкостей.



Рис. 20. Массовые расходомеры Danfoss MASSFLO

Расходомеры Danfoss MASSFLO (рис.20) измеряют расход непосредственно в кг/ч. Кроме того, расходомеры MASSFLO измеряют:

– Плотность; Температуру.

Расходомеры MASSFLO выполняются из нержавеющей стали, сплава Хастеллой и с встроенной системой подогрева. Расходомеры MASSFLO могут быть получены во взрывобезопасном исполнении.

Параметры массового расходомера Danfoss MASSFLO:

- Диаметры: DN 10 ÷ 1200 мм;
- Диапазон расхода: 0.2 ÷ 45000 м³/ч;
- Температура среды: от –200 до +250 °С;
- Максимальное давление: 160 Бар;
- Точность: 0.15%.
- Класс защиты: IP 68

Практическая работа № 2

Тема: Приборы и системы для измерения количества и расхода топлива.

Цель работы: Изучение поплавковые топливомеры. Емкостные топливомеры. Электрические схемы включения. Анализ погрешностей топливомеров. Канал центровки. Система автоматического управления выработкой Современные разработки топливно-измерительных систем.

Ключевые слова: топливомеры, высота столба жидкости, чувствительные элемент, поплавковые топливомеры, манометрические топливомеры, емкостные топливомеры

2.1 Поплавковые топливомеры

Измерение запаса топлива или масла в баке летательного аппарата с помощью электрического рычажно-поплавкового топливомера (масломера) основано на принципе преобразования неэлектрической величины – переменной высоты уровня жидкости в электрическую величину – переменное активное сопротивление, меняющееся в соответствии с изменением уровня жидкости. Осуществляют это преобразование реостатные датчики рычажно-поплавкового типа, устанавливаемые в баки летательного аппарата. Указателем служит магнитоэлектрический логометр.

Авиационные электрические поплавковые топливомеры классифицируются по типу измеряемой жидкости, по типу электросхем, по наличию или отсутствию сигнализации и имеют соответствующую маркировку. Буквенная маркировка топливомеров обозначает: Б — бензиномер, К — керосиномер, М — масломер, Т — топливомер, Э — электрический.

Измерение сигнала датчика поплавкового топливомера может быть осуществлено либо непосредственно логометром указателя, либо компенсационным методом. При прямом измерении сигнала датчика логометром электрические поплавковые топливомеры работают по двум различным схемам включения — несуммирующей и суммирующей.

Если топливомеры измеряют уровень топлива или масла в каждом баке или группе баков отдельно, т. е. работают по несуммирующей схеме, и при этом не имеют сигнализации от датчиков, они маркируются следующим образом: измеряющие запас бензина — БЭ, измеряющие запас керосина — КЭ, измеряющие запас масла — МЭ.

Если топливомеры измеряют запас топлива не только в каждом отдельном баке, но и во всех баках одновременно, т. е. работают по суммирующей схеме, и при этом также не имеют сигнализации, они маркируются так: измеряющие запас бензина — СБЭ, измеряющие запас керосина — СКЭ.

Если топливомеры, работающие по несуммирующей или суммирующей схеме, имеют сигнализацию, они маркируются: БЭС, КЭС, МЭС, СБЭС.

Рычажно-поплавковые электрические топливомеры с сигнализацией, построенные по компенсационной схеме, имеют маркировку ТПР.

Каждый тип самолета или вертолета имеет свой топливомер, который отличается от топливомера другого типа летательного аппарата своей комплектностью и тарифовочными данными. Для отличия одного топливомера от другого им дается порядковый номер тарифовки, например СКЭС-2027А, МЭ-1866, ТПР1-9Т. Цифры, стоящие впереди тарифовки, означают ее порядковый номер, последняя цифра 7 указывает на наличие сигнального устройства, а в случае его отсутствия ставится буква «Б». Буква после номера тарифовки топливомера указывает на изменения, происшедшие в тарифовочных данных.

На рис. 8, а, б, приведены электрические схемы топливомеров, работающих по несуммирующим и по суммирующим схемам. Как видно из схем, топливомеры, работающие по суммирующей схеме, имеют последовательное соединение потенциометров датчиков.

Электрические рычажно-поплавковые топливомеры предназначены не только для измерения количества топлива, но и для управления централизованной автоматической заправкой и выработкой топлива из топливных баков, а также для сигнализации аварийного остатка топлива в баках летательного аппарата.

Выдача сигналов заданной заправки, сигналов управления кранами перекачки и аварийного остатка топлива осуществляется с помощью сигнальных устройств, расположенных в корпусе головки датчика.

Работа автоматической части топливомера происходит следующим образом. При достижении поплавком заданного уровня кулачок сигнализатора, закрепленный на одной оси с движком потенциометра, замыкает контакты сигнального устройства, в результате чего подается сигнал на агрегаты, управляющие расходом (заправкой), и на сигнальные лампы.

Показывающие приборы, входящие в комплект топливомера, представляют собой виброустойчивые магнитоэлектрические логометры БЭ-09, ЛД-10, МЭ-4М и др.

Показывающий прибор БЭ-09 (рис. 1), входящий в комплект СКЭС-2027А, устанавливаемый на вертолете, состоит из подвижной части, магнитной системы и конструктивных деталей. Подвижная часть логометра состоит из двух рамок 1, расположенных под углом 45°. Обе рамки жестко соединены между собой и закреплены на одной оси, которая вращается в двух подпятниках, закрепленных на скобе 2. Скоба закреплена на сердечнике. Для подсоединения рамки к схеме топливомера служат три спиральные маломоментные пружины 3. Они также служат для возвращения подвижной системы в исходное положение, соответствующее нулевому положению стрелки прибора при отсутствии питания.

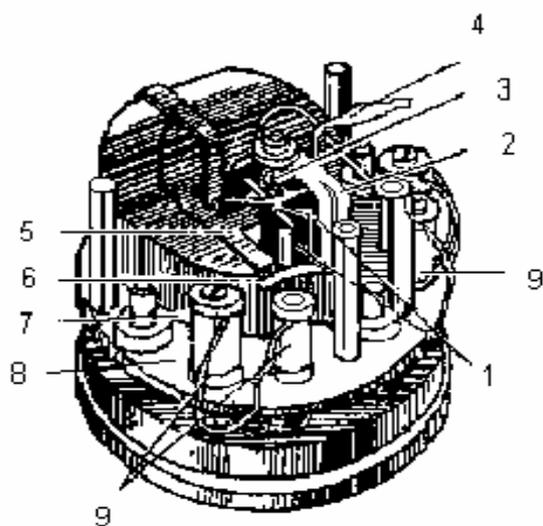


Рис.1. Показывающий прибор БЭ-09

1 - рамки; 2 - скоба; 3 - пружина;
4 - стрелка; 5 - сердечник; 6 - нако-нечник; 7 - магнит; 8 - плата; 9 - катушки сопротивлений.

Магнитная стрелка прибора состоит из сердечника 5, полюсного наконечника 6 и магнита 7 из никель-алюминиевого сплава. Магнитную систему закрепляют на плате 8,

на которой крепятся также катушки сопротивлений 9.

Угол шкалы прибора может быть от 180 до 200°. Угол поворота стрелки ограничивается установленными на шкале ограничителями.

Если комплект топливомера работает по несуммирующей схеме или по суммирующей, но без группового контроля, на циферблат наносится одна шкала.

Если комплект топливомера работает по суммирующей схеме с групповым контролем, на циферблат наносятся две шкалы: наружная — для измерения суммарного запаса топлива и внутренняя — для измерения запаса топлива в группе.

Датчики, работающие в комплектах поплавковых топливомеров, имеют маркировку БЭ (БЭС) либо ДТПР. По устройству датчики аналогичны.

Датчик (рис. 2) состоит из поплавка 1, системы рычагов передающих движение от поплавка к движку потенциометра, сильфона 4 и самого потенциометра 9, выполненного в виде профилированной пластины с намотанной на ней константановой проволокой. При изменении уровня жидкости в баке поплавков через коромысло 2 и рычаги 5 и 7 перемещает движок по потенциометру. Сильфон служит для герметизации внутренней полости датчика.

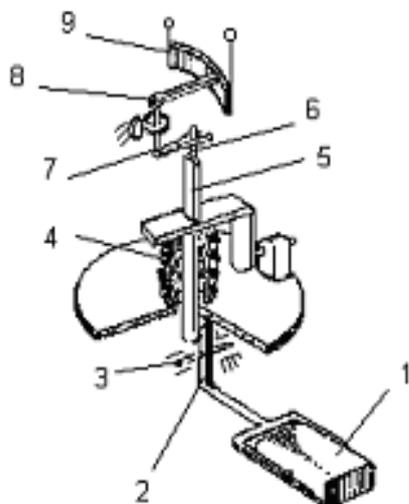


Рис. 2 Датчик поплавкового топливомера:
1 - поплавок; 2 - коромысло; 3 - подшипник;
4 - сильфон; 5 - рычаг; 6 - ось; 7 - рычаг;
8 - стрелка; 9 - потенциометр.

Для сигнализации о критическом остатке топлива в топливных баках в датчике устанавливается сигнальное устройство, состоящее из металлического кулачка, жестко закрепленного на одной оси с движком реостата, и микропереключателя.

Поплавки датчика могут быть металлическими (плоскими или цилиндрическими) или пенопластовыми. Сверху корпус датчика

закрывается крышкой.

Для измерения количества топлива или масла, заливаемого в баки без включения питания, на движке реостата устанавливают специальную шкалу, а на крышку датчика закрепляют неподвижный индекс. Отсчет производится по отметкам шкалы, останавливающимся против неподвижного индекса. В таких датчиках крышка имеет окно из органического стекла.

2.2 Емкостные топливомеры

Принцип действия емкостного топливомера основан на зависимости величины емкости специального конденсатора от уровня топлива в баке.

Чувствительный элемент емкостного топливомера (рис. 3) представляет собой цилиндрический конденсатор с внутренним электродом 1, внешним 2 и изоляционным слоем 3. Между изоляционным слоем и внешним электродом находится слой жидкости (топливо, кислота), уровень которой необходимо измерить. Если уровень жидкости в баке изменяется, то будет изменяться и

емкость конденсатора вследствие того, что диэлектрические постоянные жидкости и воздуха различны.

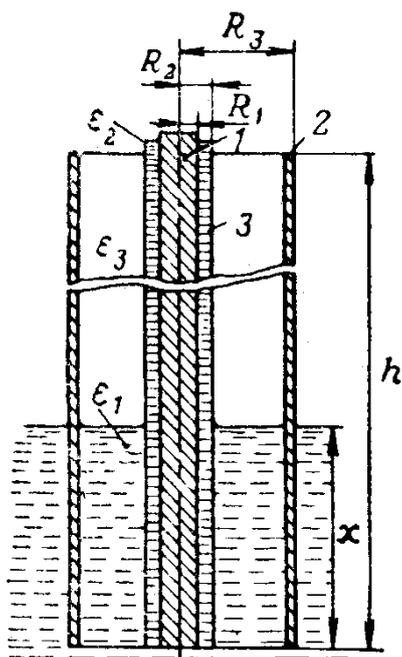


Рис. 3 Схема чувствительного элемента емкостного топливомера:

1 - внутренний электрод; 2 - внешний электрод; 3 - изоляционный слой.

В большинстве случаев внешний электрод цилиндрического конденсатора должен быть выполнен отдельно, однако не исключено использование в качестве внешнего электрода стенок бака, особенно в высоких и узких баках. Это тем более целесообразно, что в таком случае конденсатор позволяет измерять количество топлива в баке без заметных погрешностей при достаточно больших кренах самолета и ускорениях.

Емкостные топливомеры применяются для измерения количества всех видов топлива, но оказываются почти незаменимыми в случае измерения количества химически активных жидкостей, применяемых в качестве горючих компонентов в жидкостно-реактивных двигателях. В этом случае внутреннюю трубку конденсатора датчика покрывают тонким электроизоляционным слоем. Материал для внешней трубки также следует выбирать с учетом свойств жидкости, уровень которой нужно измерять.

Существенным преимуществом емкостных топливомеров по сравнению с поплавковыми является отсутствие в датчике подвижных частей, кроме того, в этих приборах погрешности при кренах и ускорениях самолета меньше, чем в поплавковых.

Основные соотношения. Для вывода зависимости между уровнем топлива в баке и емкостью датчика введем следующие обозначения (см. рис. 3): ϵ_1 , ϵ_2 , ϵ_3 — диэлектрические постоянные жидкости, материала изолятора и смеси паров жидкости и воздуха соответственно; R_1 , R_2 , R_3 — радиусы внутреннего электрода, изолятора и внешнего электрода; x — уровень жидкости; h —полная высота датчика. Вследствие наличия изоляционного слоя имеется возможность измерять уровень полупроводящих (вода, кислота и др.) жидкостей. В качестве изолятора можно использовать стекло, резину или другой материал в зависимости от природы жидкости. При измерении уровня непроводящих жидкостей (керосин, бензин) изоляционный слой не применяют.

Если пренебречь концевым эффектом, то можно принять, что емкость нижней части цилиндрического конденсатора будет

$$C_x = \frac{x}{2 \left[\frac{1}{\epsilon_2} \ln \frac{R_2}{R_1} + \frac{1}{\epsilon_1} \ln \frac{R_2}{R_1} \right]} \quad (1)$$

Подобно этому емкость верхней части конденсатора найдем из соотношения

$$C_h = \frac{h - x}{2 \left[\frac{1}{\varepsilon_2} \ln \frac{R_2}{R_1} + \frac{1}{\varepsilon_3} \ln \frac{R_3}{R_2} \right]}. \quad (2)$$

Суммируя емкости C_x и C_h , получим полную емкость конденсатора:

$$C = \frac{x}{2} \left[\frac{1}{\frac{1}{\varepsilon_2} \ln \frac{R_2}{R_1} + \frac{1}{\varepsilon_1} \ln \frac{R_2}{R_1}} - \frac{1}{\frac{1}{\varepsilon_2} \ln \frac{R_2}{R_1} + \frac{1}{\varepsilon_3} \ln \frac{R_3}{R_2}} \right] + \frac{h}{2} \left[\frac{1}{\frac{1}{\varepsilon_2} \ln \frac{R_2}{R_1} + \frac{1}{\varepsilon_3} \ln \frac{R_3}{R_2}} \right]. \quad (3)$$

Из этого выражения следует, что емкость конденсатора является линейной функцией уровня жидкости x . Таким образом, измерение уровня жидкости можно свести к измерению емкости конденсатора C .

Чувствительность емкостного датчика определяется выражением

$$\frac{dC}{dx} = \frac{1}{2} \left[\frac{1}{\frac{1}{\varepsilon_2} \ln \frac{R_2}{R_1} + \frac{1}{\varepsilon_1} \ln \frac{R_2}{R_2}} - \frac{1}{\frac{1}{\varepsilon_2} \ln \frac{R_2}{R_1} + \frac{1}{\varepsilon_3} \ln \frac{R_3}{R_2}} \right]. \quad (4)$$

Легко видеть, что наибольшая чувствительность будет в том случае, когда R_2/R_1 стремится к 1, т. е. когда слой изоляции отсутствует. При этом получим:

$$\frac{dC}{dx} = (\varepsilon_1 - \varepsilon_3) \ln \left(\frac{R_2}{R_3} \right)^{\frac{1}{2}}. \quad (5)$$

Так как диэлектрическая постоянная полупроводящих жидкостей значительно больше, чем непроводящих, то изменение емкости на единицу длины в первом случае будет больше, чем во втором. Отсюда следует, что емкостный метод измерения уровня особенно эффективен для полупроводящих жидкостей.

Из выражения (5) следует, что для увеличения чувствительности величину R_3/R_2 нет необходимости брать большой. Если величина $R_3 - R_2$ мала, то на точность показаний прибора значительное влияние будет оказывать вязкость жидкости. Следовательно, слой жидкости между электродами должен быть таким, чтобы вязкость не оказывала влияния на уровень жидкости. Обычно ограничиваются зазором $R_3 - R_2 = 1,5-6$ мм, а для увеличения чувствительности датчик собирают из нескольких концентрических труб, образующих параллельно соединенные конденсаторы.

Следует отметить, что в емкостном топливомере можно полностью скомпенсировать методические погрешности, возникающие от наклона бака при крене и ускорениях. Действительно, для этого достаточно вместо одного чувствительного элемента установить по краям бака четыре элемента. При параллельном соединении емкостей чувствительных элементов общая емкость их будет оставаться почти постоянной при любых наклонах бака.

Емкостные топливомеры, не входящие в топливомерно-расходомерные системы, имеют различные модификации (СЭТС, СПУТ, СУИТ, ТАЦ) и выполняют следующие функции:

- измеряют количество топлива в группах баков и суммарное количество топлива на самолете;
- управляют выработкой топлива по заданной программе;
- осуществляют управление заправкой топлива;
- сигнализируют о выработке топлива из определенной группы баков и об остатке топлива на определенную продолжительность полета.

Системы ТАЦ осуществляют, кроме того, автоматическую центровку самолета.

В основу работы измерительной части топливомера положен электроемкостный метод измерения запаса топлива.

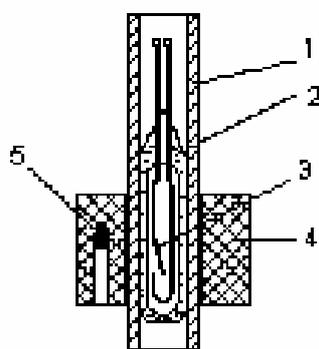


Рис. 4. Устройство датчика-сигнализатора с герметизированными контактами:

- 1 – корпус; 2 – стеклянный баллон;
- 3 – магнитоуправляемый контакт; 4 – поплавок; 5 – магнит.

Для определения максимального или минимального уровня топлива применяются герконовые датчики.

Датчик с магнитоуправляемыми герметизированными контактами (герконами) устроен следующим образом (рис. 4). В корпусе датчика помещается сигнализатор, состоящий из стеклянного баллона 2 с магнитоуправляемым контактом 3, который крепится на штанге, и поплавок 4 с магнитами 5 из ферромагнитного материала, который плавает на поверхности топлива.

Поплавок может перемещаться при изменении уровня топлива по направляющей трубке вниз и вверх. При определенном уровне топлива поплавок установится так, что магнитное поле постоянных магнитов, встроенных в него, будет достаточным для срабатывания магнитоуправляемого контакта. При срабатывании контакта выдается сигнал — 27 В на обмотку промежуточных реле, расположенных в блоке коммутации. Реле срабатывают, и с их контактов подаются сигналы о выработке топлива из баков и о заполнении баков топливом при заправке.

В емкостных топливомерах датчики выполнены в виде набора металлических труб разного диаметра, расположенных коаксиально. Количество таких труб может колебаться от двух до шести. Коаксиальные трубы соединены между собой через одну накоротко, так, что первая, третья и пятая составляют одну обкладку конденсатора, а вторая, четвертая и шестая — другую.

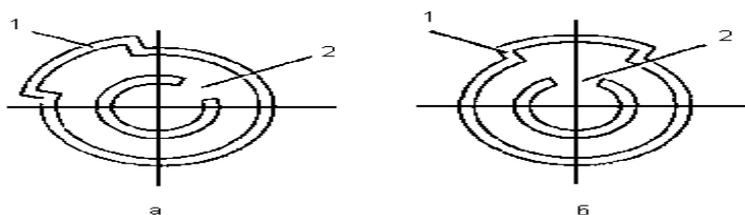
Как уже упоминалось, чтобы емкость датчика была прямо пропорциональна массе топлива независимо от формы бака, поверхность труб датчика профилируется. Профилирование датчиков ведется так, чтобы получить зависимость емкости датчика от его высоты, повторяющую зависимость объема топлива V в баке от высоты уровня L . При профилировании в трубах датчиков вырезают отверстия (окна), меняя тем самым рабочую поверхность одной из

обкладок конденсатора в соответствии с формой бака. Это позволяет получить линейную шкалу показывающего прибора.

Для получения точного значения начальной емкости датчика ($\pm 1,0\%$) его конструкция предусматривает возможность регулировки емкости в пределах $\pm 4,0\%$. Для этой цели наружная труба сделана с выдавкой, а на внутренней трубе имеется продольная щель. Наружная труба — поворотная, угол поворота — около 60° .

Рис. 5. Регулировка активной ёмкости топливоизмерительного датчика:
1 - выдавка, 2 – щель.

При повороте наружной трубы (рис. 5) выдавка 1, идущая вдоль трубы,



перемещается относительно щели 2 неподвижной трубы. Тем самым меняется частично зазор между трубами, т. е. емкость датчика может быть либо уменьшена (а), либо увеличена (б).

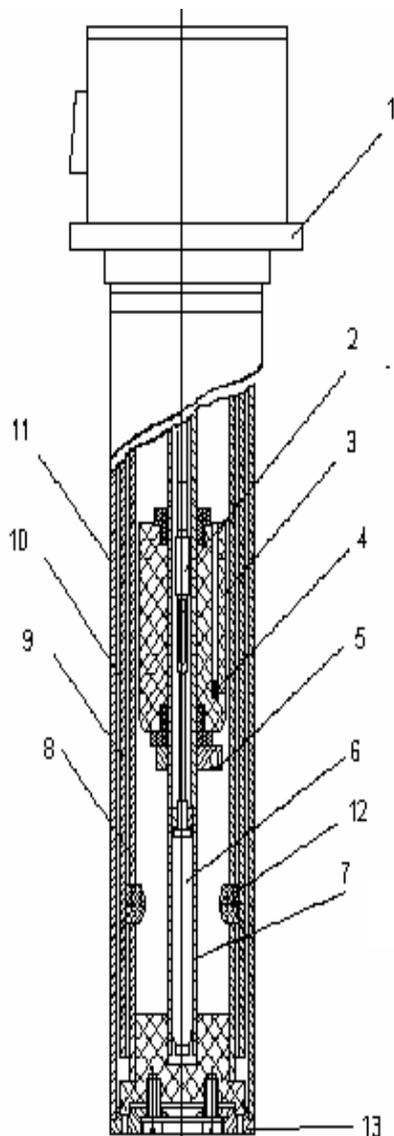
В конструкцию датчиков вводятся индуктивные или магнитные сигнализаторы, с помощью которых осуществляется автоматическое программное управление расходом топлива, управление заправкой самолета и сигнализация о критическом остатке топлива.

Существуют датчики, предназначенные только для управления автоматикой выработки топлива, т. е. конструктивно исполненные как сигнализаторы.

Конструктивно датчик (рис. 6) состоит из следующих основных частей: головки 1 с фланцем и штепсельным разъемом, прессованного основания 13, одной или нескольких внутренних профилированных труб 8, внешней трубы 9 с равноширокой регулировочной канавкой 10 по всей длине и экранирующей трубы 11.

По направляющей трубке 7 с нижним упором 5 перемещается поплавков 3 с постоянным магнитом 4, управляющий магнитным контактом 2. Трубы фиксируются основанием и изоляционными вкладышами 12. Внутри направляющей трубки встроен датчик-компенсатор 6, выполненный в виде цилиндра с расположенным внутри него термосопротивлением. Датчик-компенсатор выдает в схему измерения количества топлива сигнал, пропорциональный температуре топлива, чем компенсируется температурная методическая погрешность.

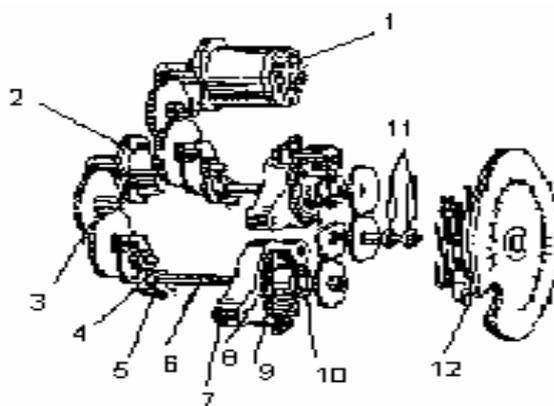
Рис. 6. Датчик емкостного топливомера:



1 – головка; 2 – магнитный контакт;
3 – поплавок; 4 – постоянный магнит;
5 – нижний упор; 6 – датчик-компенсатор;
7 – направляющая труба; 8 – внутренняя
труба; 9 – внешняя труба; 10 –
регулирующая канавка; 11 –
экранирующая труба; 12 – изоляционный
вкладыш; 13 – основание.

Кинематическая схема
топливомера с круглой шка-
представлена на рис. 7.

Рис. 7. Указатель
топливомера:
1,2 – двигатели; 3 – редуктор;
штифт; 5 – ограничитель; 6 –
редуктора; 7 – оправа; 8 –
напряжения; 9 – ползунок
10 – токопровод; 11 –
12 – кнопка.



указателя
лой

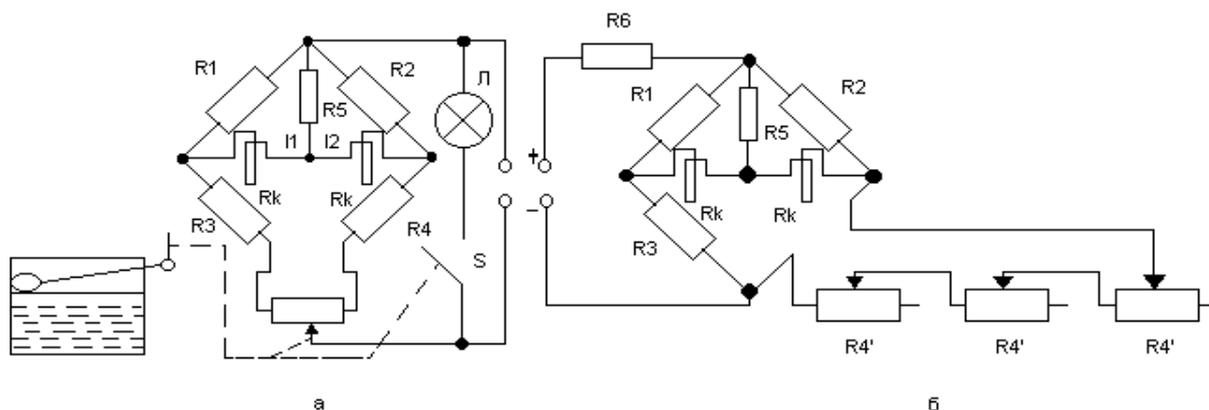
4 –
ось
делитель
делителя;
стрелка;

В указателе смонтированы два механизма. Каждый механизм включает двигатель 1 типа ДИД-0,5, редуктор 3 с передаточным отношением $i=500$, делитель напряжения 8, включенный в измерительную мостовую схему уравнивания, и стрелку 11 прибора. Таким образом, прибор имеет две стрелки и две шкалы — наружную и внутреннюю. По наружной шкале отсчитывается суммарный запас топлива, по внутренней — запас топлива в каждой из групп баков или в отдельных баках.

При изменении уровня топлива в баке (рис. 8, а) поплавков, находящийся на поверхности топлива, следует за изменением уровня и через систему рычагов перемещает ползунок потенциометра R_6 , расположенного в корпусе датчика. Ползунок, перемещаясь, изменяет величину сопротивления, включенного в мостовую схему таким образом, что одновременно изменяются два соседних плеча моста, чем достигается полная температурная компенсация.

Изменение сопротивления вызывает изменение величины токов I_1 и I_2 , протекающих по рамкам логометра, а следовательно, и их отношения. В результате угол поворота рамок логометра становится функцией высоты уровня топлива в баке, поэтому шкала логометра может быть непосредственно отградуирована в литрах керосина, бензина или масла. При критическом остатке топлива в баке замыкаются контакты S и загорается сигнальная лампа L , установленная на приборной доске летчика. Так как баки имеют сложную конфигурацию, уровень топлива в них связан с объемом топлива сложной зависимостью и шкала топливомера без специальных мер будет неравномерной. Поскольку отношение токов в рамках логометра обратно пропорционально отношению индукций в зазоре, требуемый равномерный характер шкалы топливомера можно получить, изменяя форму полюсных наконечников или сердечников логометра.

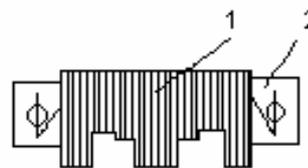
Рис. 8. Принципиальная электрическая схема несуммирующего (а) и суммирующего (б) поплавкового топливомера



При измерении суммарного количества топлива в нескольких баках применяется схема последовательного соединения датчиков (рис. 8, б). В этом случае, когда к одному указателю с заданной характеристикой шкалы подключаются разные датчики R_4' , устанавливаемые в баках различной формы, подгонка указателя к датчику производится путем профилирования реостата датчика и подключения добавочных сопротивлений. На рис.9 в качестве примера показан профилированный реостат, у которого обмотка 1 нанесена на

выполненный по определенному профилю каркас 2. Профилирование реостатов датчиков позволяет сохранить равномерность шкалы указателя для всех баков.

Рис.9. Схема профилированного реостата:
1 – обмотка; 2 – каркас



2.3 Электрические схемы включения

Принципиальная электрическая схема измерительной части поплавкового топливомера, собранного по компенсационной схеме, при измерении запаса топлива в одном баке приведена на рис. 10. Работа схемы происходит следующим образом. На потенциометр датчика R2 подается напряжение, пропорциональное полному объему, измеряемому данным датчиком. Потенциометр датчика профилируется в соответствии с тарифовочными данными бака. С потенциометром датчика R2 в мостовую схему включен потенциометр отработки R1. Мост запитывается переменным током напряжением 115 В, $f=400$ Гц.

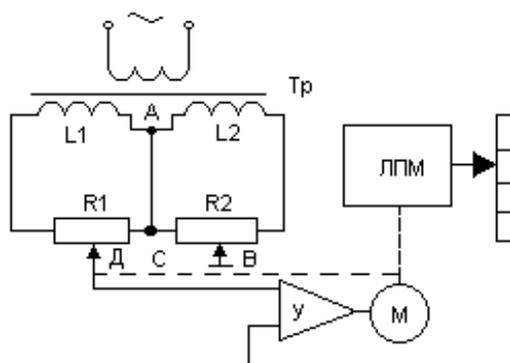


Рис.10. Компенсационная схема намерения уровня топлива

На потенциометр отработки R1 подается напряжение, равное по величине напряжению на датчике и противоположное по фазе. При определенном значении напряжения

на потенциометре датчика R2 система находится в состоянии равновесия и разность потенциалов между точками Д и В равна нулю, т. е. сигнал на входе усилителя отсутствует.

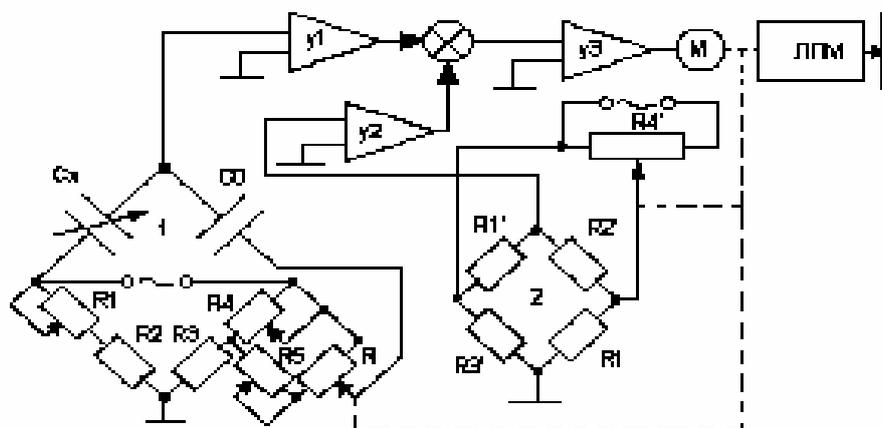
При изменении напряжения на датчике вследствие изменения уровня, а следовательно, и количества топлива в баке между точками Д и В возникает разность потенциалов и на входе усилителя появляется сигнал, который после усиления поступает на управляющие обмотки двухфазного индукционного двигателя.

Двигатель отработает движок потенциометра R1 до сбалансированного положения моста и одновременно отработает стрелку указателя или через лентопротяжный механизм профильную ленту. Напряжение на входе усилителя становится равным нулю. Стрелка указателя устанавливается против деления шкалы, соответствующего количеству имеющегося в баке топлива.

Система будет находиться в равновесии, когда напряжение на участке АВ будет равно и противоположно по фазе напряжению на участке ДА.

При изменении суммарного объема топлива в двух баках пропорционально изменяется напряжение между точками А и В, которое равно сумме напряжений, снимаемых с потенциометров всех датчиков.

Напряжение на потенциометре отработки R1 в этом случае равно сумме напряжений, поданных на потенциометры всех датчиков.



б

Рис.11. Принципиальная электрическая схема емкостного измерительного моста

Измерительная часть электроемкостного топливомера представляет собой самоуравновешивающийся мост переменного тока, одним плечом которого является емкость датчика C_x .

На рис. 11 представлена принципиальная электрическая схема измерения количества топлива, состоящая из основного измерительного моста 1 и дополнительного (компенсационного) 2. Мосты питаются переменным током напряжением 115 В, 400 Гц. В плечи моста 1 включены емкости C_x , C_o и сопротивления R_1 , R_2 , R_3 , R_4 , R_5 , R . При изменениях емкости датчика C_x нарушается равновесие моста и на входе усилителя U_1 появляется сигнал, который через сумматор поступает на усилитель U_3 , а затем на двигатель отработки M , который перемещает через лентопротяжный механизм ленту показывающего прибора. Показывающий прибор топливомера может быть выполнен и с круглой шкалой, тогда двигатель обрабатывает через редуктор стрелку прибора. При перемещении стрелки (или ленты в ЛПМ) одновременно обрабатывается щетка потенциометра R , уравнивающего мост. Переменные резисторы R_1 и R_5 служат для регулировки моста при пустом и полностью заправленном баке (регулировка «нуля» и «максимума»).

Величина диэлектрической проницаемости ϵ_1 меняется в зависимости от изменения температуры и сорта топлива, так как при этом изменяется его плотность. Для устранения методических погрешностей, вызванных изменением диэлектрической проницаемости топлива от изменения температуры и сорта топлива, применяют корректор сорта топлива и компенсационную схему.

Корректировка по сорту топлива осуществляется ступенчатым изменением величины сопротивления R_4 , включенного в основной измерительный мост параллельно с сопротивлением R_5 регулировки «максимума».

Компенсационная схема представляет собой активный мост 2 переменного тока, состоящий из постоянных резисторов R_1' , R_2' , R_3' и термосопротивления R_t , включенного в четвертое плечо (рис. 11).

Термосопротивление встраивается в нижнюю часть датчика топливомера.

Изменение компенсационного напряжения, пропорциональное вырабатываемому объему топлива, осуществляется посредством изменения напряжения, питающего мост.

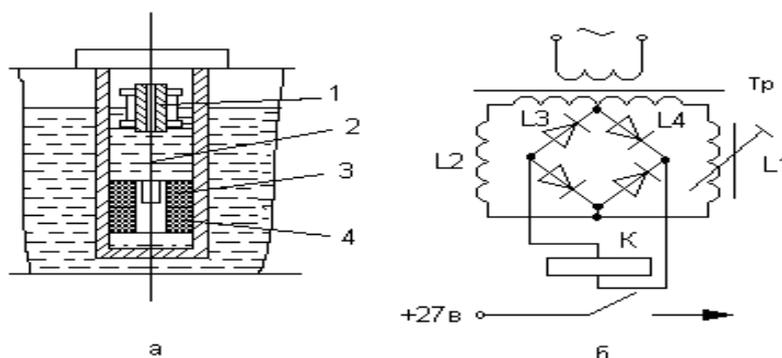
Компенсационный мост балансируется при нормальной температуре топлива $t = 20^{\circ}\text{C}$. Изменения температуры выводят мост из равновесия, и компенсационное напряжение через усилитель У2 поступает на вход усилителя У3 через сумматор, где оно складывается в противофазе с основным напряжением измерительного моста.

При измерении суммарного запаса топлива в баках самолета принципиальная электрическая схема измерительного моста не меняется. Изменяется только емкость C_x , которая в данном случае равна сумме емкостей всех параллельно включенных датчиков, и соответственно ей вводится в схему другое значение постоянной емкости C_0 . Кроме того, изменяются регулировочные элементы R1 и R5.

Так как электрическая емкость сухих датчиков для различных групп различна, для получения нулевого положения по шкале показывающего прибора необходимо, чтобы все группы датчиков имели одинаковую емкость при незаполненной топливной системе. Уравнивание начальной емкости датчиков C_0 по группам производится с помощью подгоночных конденсаторов постоянной емкости, помещаемых во фланцы датчиков.

Принцип действия автоматической части емкостного топливомера основан на использовании в качестве сигнализаторов уровня топлива катушек индуктивности или датчиков с магнитоуправляемыми контактами.

В первом случае в основу работы сигнализатора положено свойство катушки индуктивности изменять индуктивность при введении в нее железного сердечника. Устройство такого датчика-сигнализатора показано на рис. 12, а. В топливном баке помещается датчик-сигнализатор, состоящий из двух катушек индуктивности 3 (L1) и 4 (L2), установленных на определенном уровне, и поплавка с сердечником 1



из ферромагнитного материала, который плавает на поверхности топлива и перемещается по направляющей трубке 2 вниз и вверх при изменении уровня топлива. При определенном уровне топлива поплавок установится так, что его ферромагнитный сердечник войдет в катушку 3 (L1) датчика-сигнализатора. Катушка переменной индуктивности L1 является одним из плеч индуктивного моста (рис. 12, б).

Рис. 12. Принцип работы датчика сигнализатора: 1- поплавок, 2 -трубка, 3,4 – катушки индуктивности моста (а)принципиальная электрическая схема, (б) схема индуктивного измерительного моста,

Индуктивный мост состоит из двух полуобмоток трансформатора T_r и двух катушек индуктивности L_1 и L_2 . Индуктивность катушки L_1 с выведенным сердечником равна индуктивности катушки L_2 . При достижении определенного уровня топлива в магнитное поле катушки сигнализатора вводится железный сердечник. Введение железного сердечника в магнитное поле катушки вызывает изменение полного сопротивления катушки сигнализатора L_1 ; при этом нарушается равновесие моста и на вершинах его измерительной диагонали появляется разность потенциалов, которая через выпрямительный мост подается на обмотку высокочувствительного реле K . Реле срабатывает и своими контактами включает или выключает соответствующую исполнительную цепь (контактор насосов, сигнальную лампу и т. д.).

2.4 Анализ погрешностей топливомеров

Электроемкостным топливоизмерительным системам свойственны методические погрешности. Рассмотрим главные причины, вызывающие их появление:

а) Под действием ускорений и эволюции самолета топливо в баках перераспределяется, что приводит к изменению емкости C_x датчика. Для уменьшения погрешности измерение производится только в горизонтальном полете, и в баках в разных местах устанавливаются несколько датчиков, емкости которых включают параллельно. Кроме того, для демпфирования колебаний уровня топлива конструкцией датчика предусмотрена достаточно малая скорость вытекания (поступления) топлива из датчика.

б) В топливомерах СЭТС и СПУТ изменение емкостей датчика, проводимостей датчика и кабелей, соединяющих датчик с измерительной схемой, приводят к изменению показаний топливоизмерительных систем (ТИС).

в) Погрешность из-за неточного совпадения профиля датчика с характеристикой бака.

Для анализа методических погрешностей емкостных топливомеров рассмотрим зависимости емкости датчика C от объема V (при градуировке в объемных единицах) и от веса G (при градуировке в весовых единицах) топлива. Кроме того, емкость зависит от углов крена γ и тангажа ν , от ускорения j и диэлектрической постоянной топлива ϵ_1 , т. е.

$$C = F_1(V, \nu, \gamma, j, \epsilon_1)$$

$$C = F_2(G, V, \nu, \gamma, j, \epsilon_1, \rho),$$

где ρ — плотность топлива.

Показания емкостных топливомеров правильны лишь в режиме горизонтального равномерного полета. Изменения углов ν , γ и ускорения j приводят к методическим погрешностям. Для уменьшения этих погрешностей датчик следует устанавливать в центре бака или размещать несколько датчиков по краям бака.

Изменения сорта топлива приводят к изменениям диэлектрической постоянной ϵ_1 что может вызвать методическую погрешность, достигающую до 5%. Эту погрешность можно учесть, имея характеристики топлива.

При градуировке топливомеров в единицах объема возникает методическая погрешность, обусловленная изменением диэлектрической постоянной ϵ_1 с изменением температуры топлива:

$$\epsilon_1 = \epsilon_{10}(1 + \alpha\theta),$$

где α - температурный коэффициент диэлектрической постоянной. Пользуясь тем, что

$$\frac{dC}{d\theta} = \frac{\partial F_1}{\partial \varepsilon_1} - \frac{d\varepsilon_1}{d\theta},$$

получим

$$\frac{dC}{d\theta} = \alpha \frac{\partial F_1}{\partial \varepsilon_1}. \quad (6)$$

Отсюда следует, что температурная погрешность пропорциональна α .

В последнее время вводится градуировка топливомеров в весовых единицах. Дело в том, что теплотворная способность определяется весом топлива. Определим методическую температурную погрешность при весовой градуировке. Эта погрешность обусловлена температурной зависимостью величин ε_1 и ρ , т. е. $\varepsilon_1 = \varepsilon_{10}(1 + \alpha\theta)$ и $\rho = \rho_0(1 + \alpha_1\theta)$. Тогда

$$\frac{dC}{d\theta} = \frac{\partial F_2}{\partial \rho} \frac{d\rho}{d\theta} + \frac{\partial F_2}{\partial \varepsilon_1} \frac{d\varepsilon_1}{d\theta} = \alpha_1 \frac{\partial F_2}{\partial \rho} + \alpha \frac{\partial F_2}{\partial \varepsilon_1} \quad (7)$$

где α_1 — температурный коэффициент плотности топлива.

Если пренебречь расширением бака при изменении температуры, то изменение плотности обуславливается изменением объема, т. е. $x = x_0(1 + \beta^*\theta)$. Следовательно, $\rho = \rho_0(1 - \beta\theta)$. При этом выражение (7) примет вид

$$\frac{dC}{d\theta} = \alpha \frac{\partial F_2}{\partial \varepsilon_1} - \beta \frac{\partial F_2}{\partial \rho}. \quad (8)$$

Поскольку $\frac{\partial F_2}{\partial \varepsilon_1} > 0$ и $\frac{\partial F_2}{\partial \rho} > 0$, то методическая температурная погрешность при весовой градуировке меньше, чем при объемной градуировке.

Наряду с перечисленными возникают погрешности ТИС из-за температурных изменений размеров датчиков и баков, нелинейности и ступенчатости характеристики уравнивающих потенциометров, изменения в процессе эксплуатации зазоров между электродами датчиков.

Инструментальные погрешности емкостного топливомера вызываются главным образом влиянием температуры на параметры элементов мостовой схемы (конденсаторов, сопротивлений). Уменьшение этих погрешностей достигается применением элементов с малыми температурными коэффициентами или введением температурной компенсации.

Инструментальные погрешности емкостных топливомеров вследствие применения нулевых методов измерения малы, и ими можно пренебречь.

Погрешности электрических поплавковых топливомеров складываются из следующих составляющих:

- погрешностей, являющихся следствием продольных и поперечных кренов и ускорений самолета;
- погрешностей, возникающих при неточной установке топливных баков и отклонений их размеров от полученных при расчете и тарировке;
- температурных погрешностей, вызванных изменением температуры топлива в баке и сменой сорта топлива;

- температурных погрешностей, появляющихся из-за изменения магнитных характеристик и электрических параметров при изменении температуры окружающей среды;
- погрешностей, возникающих из-за изменения напряжения источника питания.

Другие погрешности топливомеров являются общими для всех приборов.

Первые три группы погрешностей являются методическими, последние — инструментальными.

Методические погрешности могут быть компенсированы за счет введения в схему топливомера дополнительных чувствительных элементов, реагирующих на изменения плотности и диэлектрической проницаемости топлива, на крены и ускорения самолета.

Инструментальные погрешности, возникающие из-за изменения температуры, компенсируются подбором параметров схемы.

В целом инструментальные погрешности поплавковых топливомеров сводятся до 2—3%. Так, погрешность топливомера ТПР1-9Т при работе в нормальных условиях не превышает $\pm 2\%$ на нулевой отметке и $\pm 3,5\%$ на остальной части шкалы.

Погрешность авиационного рычажно-поплавкового керосиномера СКЭС-2027А и масломера МЭС-2247Дт на нулевой отметке $\pm 2,5\%$, на остальных отметках $\pm 5\%$.

2.5 Канал центровки

Существуют различные системы управления положением центра масс летательного аппарата. Но при всем многообразии у них много общего в структуре, принципе действия, поэтому можно выделить несколько основных систем. Рассмотрим две из них. Для поддержания центра тяжести самолета в определенном положении при изменении запаса топлива необходимо, чтобы масса топлива в баках, расположенных симметрично относительно продольной осп самолета, была одинаковой. Эту задачу решают автоматы выравнивания или автоматы центровки перекачкой топлива (АЦТ).

Принцип действия АЦТ основан на сравнении электрических параметров (напряжения или сопротивления), пропорциональных количеству топлива в соответствующих баках или крыльях, и выработке по результатам сравнения сигнала управления насосами перекачки топлива. На рис. 13 представлена принципиальная схема автомата выравнивания топливоизмерительной системы АЦТ5-1БТ, применяемой на самолете Як-40.

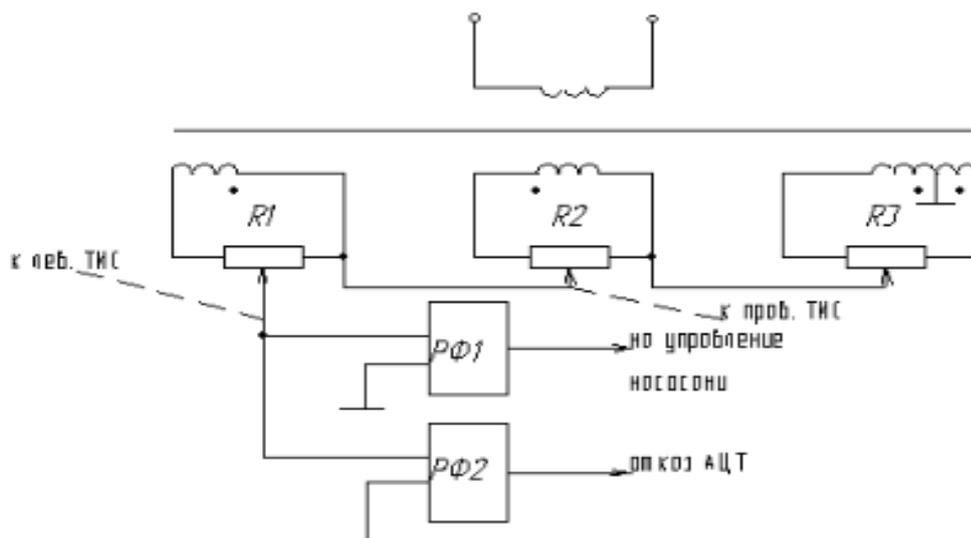


Рис. 13. Принципиальная электрическая схема автомата выравнивания

Потенциометры R_1 и R_2 питаются от трансформатора Т. Выходные противофазные напряжения потенциометров поданы на параллельно соединенные фазочувствительные реле РФ1 и РФ2. Щетки потенциометров R_1 и R_2 перемещаются на углы, пропорциональные массе топлива в сравниваемых баках, электродвигателями, уравнивающими мостовые схемы ТИС соответственно левого и правого крыла.

Если выработка топлива из крыльев идет неравномерно, то при достижении установленной разности масс топлива на входе РФ1 появится напряжение, достаточное для его срабатывания. Реле РФ1 в зависимости от фазы входного напряжения выработает сигнал пуска насосов для перекачки топлива с левого крыла в правое или наоборот.

В том случае когда по каким-либо причинам разность масс топлива продолжает увеличиваться, то срабатывает реле РФ2 и включает сигнализацию «Отказ АЦТ».

Автоматы выравнивания у других типов ТИС отличаются от рассмотренного тем, что потенциометры R_1 и R_2 у них включаются в плечи мостовой резистивной схемы, на выходе которой включены фазочувствительные реле.

2.6 Системы автоматического управления выработкой

Программные системы управления выработкой топлива не могут обеспечить сохранение центровки самолета с большой точностью. В ряде случаев желательно повысить точность сохранения центровки.

Рассмотрим принципы построения систем управления центровкой, работающие по замкнутому циклу. Предположим, что на самолете имеется четыре топливных бака, расположенных на крыльях (рис. 14). Положение центра масс самолета останется неизменным, если сумма топливных моментов относительно продольной и поперечной осей равна нулю.

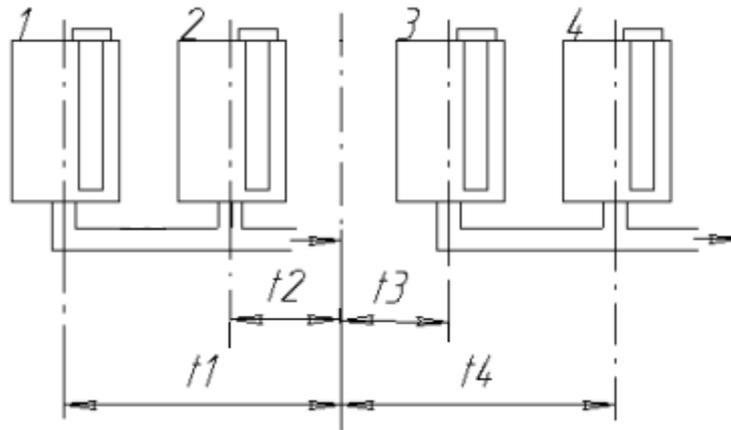


Рис. 14. Схема измерения в автомате центровки

Топливным моментом будем называть произведение веса топлива G в баке на расстояние l центра масс бака от центра масс самолета:

$$G_1 l_1 + G_2 l_2 = G_3 l_3 + G_4 l_4 \quad (9)$$

Для реализации условия (9) необходимы устройства измерения количества топлива и устройства для перекачки топлива из бака в бак с целью выравнивания топливных моментов. В качестве измерительных устройств можно использовать емкостные датчики

$$G_i = k (C_{xi} - C_{oi}), \quad (i=1, 2, 3, 4), \quad (10)$$

где C_{xi} и C_{oi} — емкости заполненного и сухого баков.

При учете (10) получим

$$C_{x1} l_1 + C_{x2} l_2 + k_0 = C_{x3} l_3 + C_{x4} l_4, \quad (11)$$

где $k_0 = C_{o3} l_3 + C_{o4} l_4 - C_{o1} l_1 - C_{o2} l_2$

Представленная на рис. 14 схема реализует соотношение (11). Влияние емкости сухих баков (величина k_0) учитывается конденсатором C_5 . При равновесии моста получаем:

$$U_1 C_{x1} + U_2 C_{x2} + U_5 C_5 = U_3 C_{x3} + U_4 C_{x4}, \quad (12)$$

где U_i — напряжения.

Если напряжения u_1, u_2, u_3 и u_4 выбрать пропорциональными плечам l_1, l_2, l_3 и l_4 , а $U_5 * C_5 = k_0$, то условие (11) станет эквивалентным условию (12).

При изменении центровки из-за выработки топлива в уравнении (12) будут меняться емкости C_{xi} , что приведет к появлению сигнала на измерительной диагонали. Этот сигнал после усиления подается на двигатель D , вал которого связан с контактным устройством k . Замыкание контактов приводит к подаче сигналов на отключение топливных насосов правых или левых (задних или передних) баков в зависимости от характера нарушения центровки. Один из насосов должен работать в любом случае для обеспечения подачи топлива к двигателю.

Если в автомате центровки используются емкостные датчики измерительной части системы, то при включении автомата датчики следует отключать от блоков измерения с целью исключения взаимного влияния мостовых схем автомата и топливомера.

При управлении центровкой самолета путем программного расхода топлива или по замкнутому циклу учитывается изменение центровки только за счет выработки топлива. Изменения центровки, связанные со сбрасыванием груза и др., не могут быть учтены в рассматриваемых системах управления центровкой.

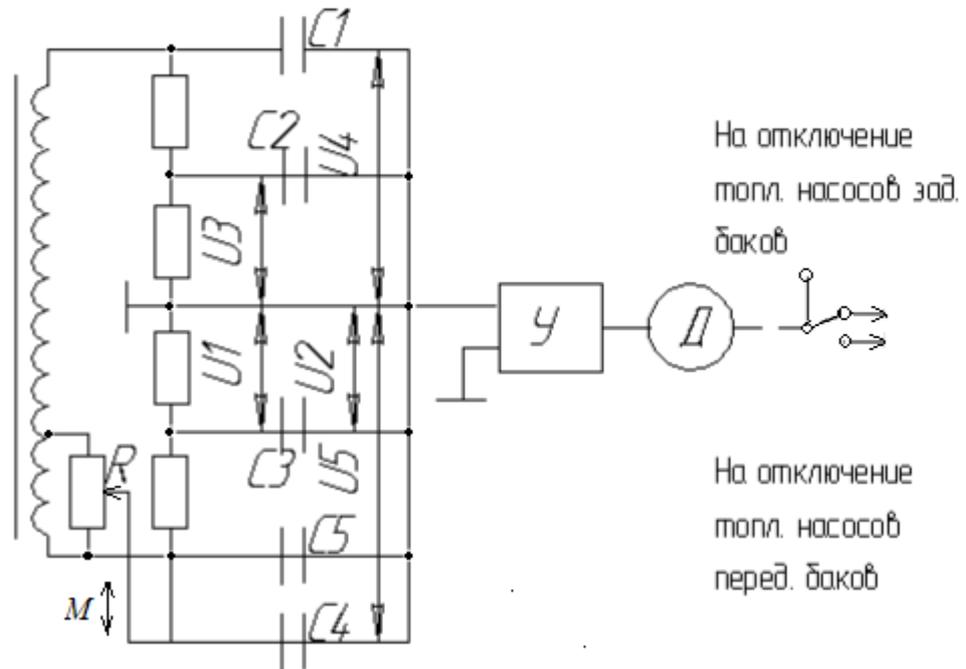


Рис. 15. Схема замкнутого автомата центровки

В замкнутых системах управления центровкой можно осуществить управление с целью сохранения разности $x_{ц.м.} - x_f$, где $x_{ц.м.}$ и x_f — координаты центра масс и фокуса самолета. При этом будет сохраняться статическая устойчивость самолета. Поскольку положение фокуса x_f зависит от числа M полета, то, измеряя M , можно ввести в схему сигнал, пропорциональный M , например, путем перемещения щетки по сопротивлению R (рис.15).

Сигнал, снимаемый со схемы, поступает на усилитель $У$ и двигатель отработки $Д$, который осуществляет переключение групп баков (например, передних или задних групп баков). Двигатель отработки будет функционировать до тех пор, пока не установится равновесие системы.

Замкнутые системы управления выработкой являются перспективными и находят широкое применение в авиации.

Погрешности топливомеров не должны превышать 2—3% от фактического запаса топлива в баках.

Показания топливомеров правильны только в том случае, если самолет находится в линии установившегося горизонтального полета. В других случаях в показаниях приборов появляются погрешности.

Запас топлива на самолетах чрезвычайно велик и неправильное расходование его из отдельных баков может привести к нарушению центровки самолета. Для устранения этого на самолетах устанавливаются специальные автоматы, обеспечивающие выработку топлива из отдельных групп баков по определенной программе. Такие автоматы, составляющие единую систему с топливомерами, называются системами измерения и расходования топлива.

2.7. Современные разработки топливоизмерительных систем

Варианты исполнения: КТЦ2-1, КТЦ3-1



Рис. 16. Комплексы топливоизмерения и центровки КТЦ

Назначение:

- измерение массы топлива в каждом баке;
- вычисление суммарной массы топлива и массы топлива по бортам по информации о расходе топлива через двигателя;
- вычисление центровки, массы и предельно-допустимых центровок самолета;
- формирование сигнала недопустимой разности значений суммарных масс топлива, вычисленных по информации от топливоизмерительной и расходомерной частей системы;
- измерение температуры топлива в баках и формирование сигналов о приближении к температуре кристаллизации топлива;
- формирование сигналов о резервных остатках топлива по бортам;
- формирование сигнала о резервном суммарном остатке топлива;
- формирование сигнала о наличии свободной воды в топливных баках;
- формирование сигналов автоматического и ручного управления расходом и перекачкой топлива;
- формирование сигналов автоматического и ручного управления заправкой топлива;
- формирование сигналов ручного управления сливом топлива на земле;
- формирование сигналов о состоянии и отказах агрегатов топливной системы и формирование предупредительных сигналов;
- автоматический контроль датчиков, линий связи и каналов измерения, преобразования и вычисления блока;
- выдача в бортовые системы информации по ARINC 429 и/или по MIL-STD-1553.
- использование датчиков-сигнализаторов уровня топлива терморезисторных или на магнитоуправляемых контактах;
- дублирование измерительных, вычислительных и приемопередающих устройств;
- плавная заправка топлива по требуемому значению суммарной массы топлива;
- сигнализация резервных остатков по независимым каналам;
- модификации датчиков различного крепления и монтажа для всех типов баков;
- использование унифицированных функционально-конструктивных модулей.

Назначение: гражданского назначения



Варианты исполнения: ДТ, ДТК, ДТС, ДТСК
Рис. 17. Датчики топливомера электроемкостные

Описание:

- формирование сигнала о количестве жидкости в баке, пропорционального уровню заполнения датчика рабочей жидкостью.
- формирование сигнала о температуре жидкости в баке, пропорционального сопротивлению платинового терморезистора.
- формирование сигналов о достижении жидкости в баке заданных уровней.

Отличительные достоинства:

- Профилировка датчика позволяет их использовать для баков любой формы.
- Расчеты по расстановке датчиков в баке и их профилировке производятся методом машинного проектирования.
- Компенсация погрешности электрической емкости датчика во вторичном устройстве

Технические характеристики:

Рабочие жидкости: углеводородные топлива, моторные масла, криогенные топлива, сжиженный природный газ.

Погрешность электрической емкости датчика, %	±1
Погрешность аппроксимации датчиком формы бака, %	±0,5
Погрешность формирования сигнала о температуре, °С	±1
Погрешность сигнализации уровня, мм	±4
Наработка на отказ, час	более 10

Условия эксплуатации

Рабочие температуры среды:

топлива - от минус 60 °С до 135 °С; масел - от минус 60 °С до 165 °С
криогенных жидкостей и сжиженных газов - от минус 250°С

Технические характеристики электроемкостных датчиков ДТ, ДТК, ДТС, ДТСК

Характеристика	Датчики			
	ДТ41	ДТК7А, ДТК10Б	ДТС26	ДТСК18
Вариант установки	фланцевый, с соединителем	внутрибаковый, с клеммной колодкой		
Погонная масса, кг/м	0,5			
Число сигналов об уровне	-	-	от 1 до 3	
Число датчиков температуры	-	-	-	1
Длина датчика, м	от 0,2 до 2,0			

Сигнализаторы уровня серии СУ

Назначение: Контроль предельного уровня сыпучих и жидких сред с различными физико-техническими свойствами (в т.ч. датчики подпора). **Аналог** - FТС830 (Германия), функциональный аналог - РОС101 (Россия). Конструкция одноблочная: в одном блоке конструктивно объединены чувствительный элемент (ЧЭ), электронный преобразователь и выходное устройство. Принцип действия емкостной: отсутствие подвижных механических частей, простота монтажа и обслуживания высокая степень защиты оболочки (IP54), допускается размещение во взрывоопасных зонах классов В-Іб и В-Іа. Применяется разнообразие типов чувствительных элементов: использование в широком диапазоне температур и давлений для контроля уровня сыпучих и жидких, нейтральных и агрессивных, электропроводных и диэлектрических сред, границы раздела между ними. Индикация состояния срабатывания: коммутационное состояние отображается светодиодом на крышке прибора, т.е. непосредственно у объекта контроля. Коммутация нагрузки контактами реле или бесконтактная: По выбору потребителя

два исполнения по выходу - "сухие" контакты реле или транзисторный ключ. Принцип действия: при заполнении или опорожнении резервуара электрическая емкость расположенного в нем чувствительного элемента изменяется в зависимости от уровня погружения в контролируемую среду. Это изменение емкости преобразуется электронной схемой в дискретный релейный или бесконтактный сигнал.

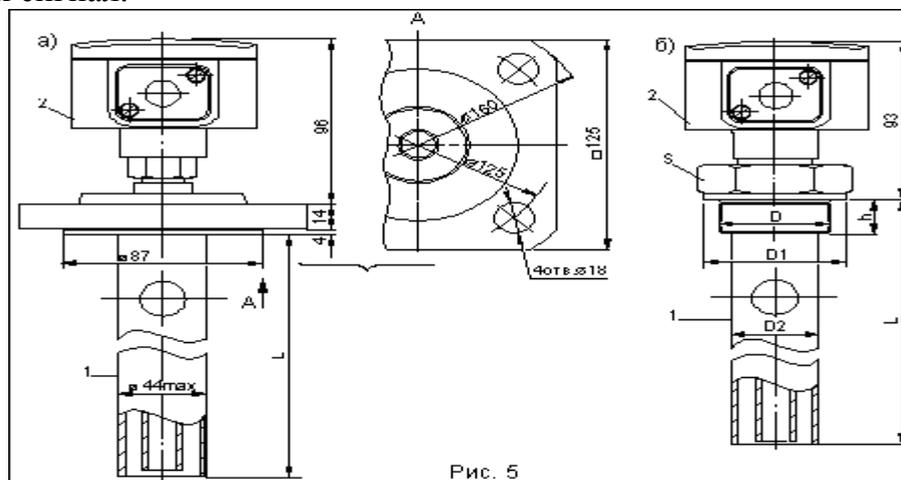


Рис. 5
Рис. 18. Сигнализаторы уровня СУ 150 с трубчатым ЧЭ:

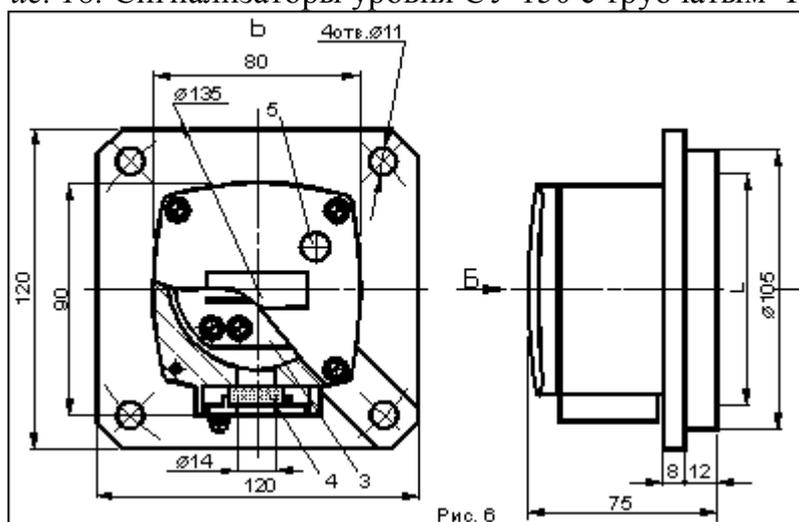


Рис. 6
Рис. 19. Сигнализаторы уровня СУ 160 с плоским ЧЭ

Практическая работа № 3.

Тема: Приборные системы и комплексы

Цель работы: Изучение системы отображения информации. Особенности СОИ. Основные этапы обработки информации оператором. Информационная и концептуальная модель полёта. Компоновка авиационных систем. Виды и факторы компоновки. Основные технические характеристики СОИ. Системы кабиной индикации. Организация средств информационного обмена

Ключевые слова: системы измерения, отображение информации, системы отображения информации, динамические информационные модели, универсальные устройства, пульты управления

3.1 Системы отображения информации

Одним из свойств систем измерения (СИ) ЛА является необходимость автоматического отображения информации. Отображение информации — это свойство технической системы воспроизводить следы информационных воздействий и результаты переработки информации. В настоящее время в основном используют три способа информации: сигнализацию, индикацию и регистрацию.

Информация в ЭВМ на ЛА представляется символами и образами. Регистрация — это такое воспроизведение символов, которое переносится на материальный носитель и для поддержания изображения символа на носителе не требуется расходовать энергию. При индикации, и сигнализации требуются непрерывные затраты энергии в течение времени воспроизведения символов. В состав любой СИ ЛА входит широкий ассортимент средств отображения. В качестве средств переработки информации используются универсальные и специализированные ЭВМ, которые играют решающую роль в техническом обеспечении СИ ЛА. Ими определяется степень автоматизации и сложность решаемых задач.

Основное назначение систем отражения информации (СОИ) состоит в представлении воспроизводимой информации в форме изображения, параметры которого обеспечивают необходимую точность, информационную емкость и удовлетворяют требованиям инженерной психологии, т. е. воспроизводимая информация представляется в закодированном виде — в форме, приемлемой для непосредственного восприятия человеком. Центральное место в СОИ занимают индикаторы, основное назначение которых заключается в своевременном отображении информации, поступающей с датчиков и САУ. В САУ средствами отображения создаются динамические информационные модели управляемых объектов (внешние средства деятельности). Оператор взаимодействует не с самим объектом, а через СОИ с информационными моделями реальных объектов, которые позволяют представить образ реальной действительности, производить анализ и оценку обстановки, наблюдать и оценивать результаты управляющих воздействий, принимать решения. Форма представления информации должна способствовать принятию решения, быть активно действующей.

Кроме того, используются внутренние средства деятельности: знание, опыт, навыки, на основе которых формируются концептуальные (внутренние) и оперативные модели решения задач управления.

Успешная деятельность человека на борту ЛА обеспечивается лишь при согласовании внешних и внутренних средств, при обеспечении полноты, точности и своевременности отображения информации.

Динамическая информационная модель, образованная СОИ, должна быть адекватна концептуальной модели деятельности человека. Средства отображения облегчают человеку выработку и воспроизведение в памяти концептуальной модели деятельности. Модель должна быть наглядной для быстрого анализа восприятия ситуации, компактной, обеспечивая в тоже время необходимую

полноту воспроизводимых данных, согласованных с психофизиологическими возможностями оператора.

В связи с большим количеством и разнообразием решаемых задач и требованиями к преобразованию выходной информации средства отображения разнообразны по техническим, конструкционным и эксплуатационным характеристикам и должны формировать изображение, отличающееся по форме, размерам, цветовому решению. Создание универсального устройства СОИ, согласованного с широким классом решаемых задач, представляет большую трудность. Ближе всего к этому подошли устройства на ЖК-дисплеях. Практика показала, что во всем комплексе технических средств САУ, СОИ являются наиболее нестандартными, требующими специальной разработки.

В СОИ, как правило, входят пульты или приборные доски, блоки сопряжения СО и ОУ с бортовыми системами, блоки управления режимами СОИ, блоки управления аварийно-предупредительной световой и звуковой сигнализацией, система регулировки яркости сигнализаторов, система распределения питания и защиты сети от коротких замыканий в СОИ, преобразователи информации и др.

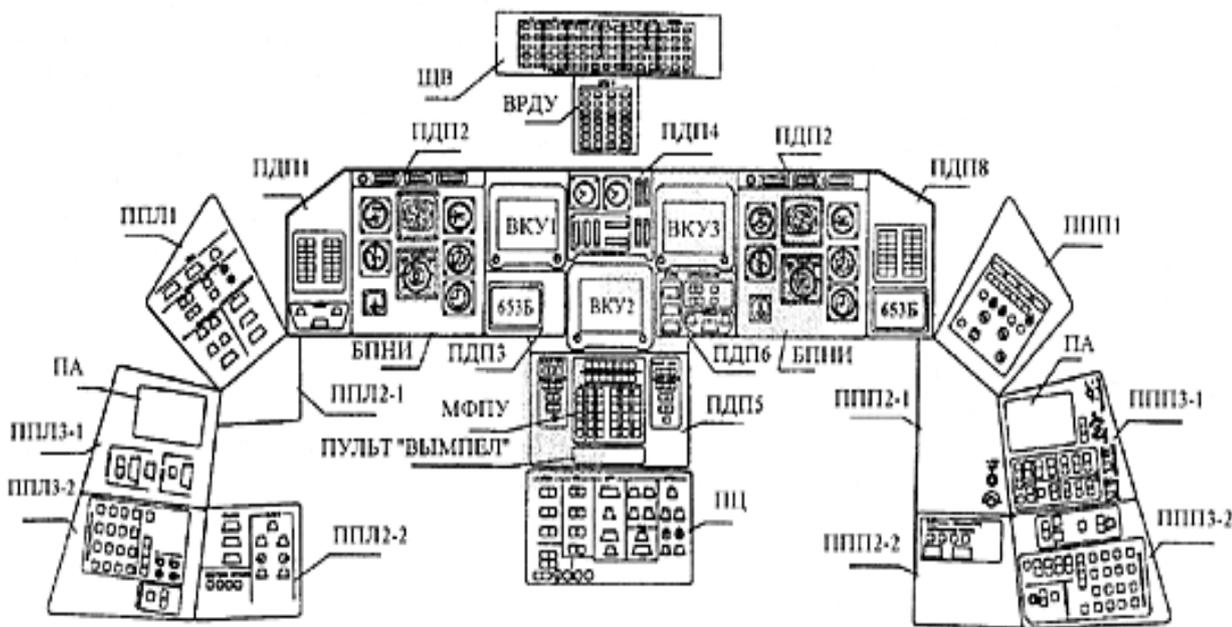


Рис. 1 Развертка лицевых панелей пультов и приборной доски рабочих мест командира и пилота:

ЩВ - щиток верхний; ПД - приборная доска; ПДП - панель приборной доски; БПНИ - блок пилотажно-навигационной информации; ВКУ - видеоконтрольное устройство телевизионного типа; ППЛ - панель пульта левого; ППП - панель пульта правого; ПЦ - пульт центральный; МФПУ - многофункциональный пульт управления (пульт бортового вычислительного комплекса - БЦВК); ПА - пульт абонента

На рисунке 1, 2 показаны примерные компоновки панелей управления и индикации одного из типов управляемого космического аппарата. Панель пульта управления сближением и стыковкой, ручки управления движением расположены в вырезах пульта.

Основными средствами взаимодействия человека и машины на всех этапах полета являются видеоконтрольное устройство (ВКУ) КЛ-111 телевизионного типа, МФПУ, дисплейная система УС-3 ДИСК, жидкокристаллические

индикаторы. На этапах спуска и посадки основное значение имеют ВКУ, дисплейная система "Адонис", электромеханические приборы.

Дисплейные системы "Адонис" и УС-3 функционально эквивалентны, но конструктивно различны. Разделение средств под орбитальные задачи и задачи спуска и посадки - пример ведомственного подхода к созданию сложных систем. На пультах РМ1-5 размещены унифицированные многофункциональные пульта управления (МФПУ). На РМ6 их два: один для бортового центрального вычислительного комплекса (БЦВК) корабля, второй (такой же) - для БЦВК полезного груза

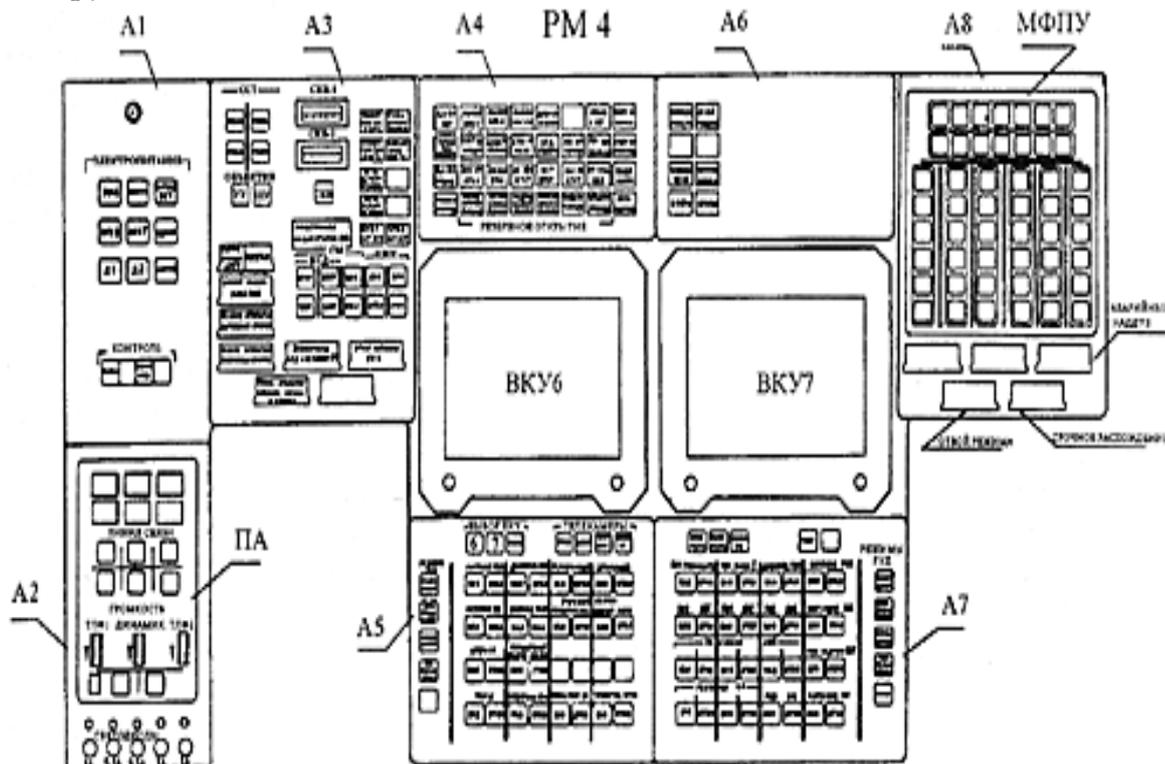


Рис. 2 МФПУ - многофункциональный пульт управления; ВКУ - видеоконтрольное устройство; ПА - пульт абонента

Для ведения внутренних переговоров и внешней связи на всех РМ установлены унифицированные ПА - пульты абонентов. На всех панелях и пультах используются кнопочные органы управления, созданные специализированным предприятием по заданию СОКБ для обеспечения СОИ космических кораблей и станций.

Основным конструктивным элементом пультов является несущий каркас. Каркасы приборных досок и пультов всех предшествующих кораблей - клепаные из уголков. Приборные панели, как правило, фрезерованные.

Каркасы пультов СОИ ОК впервые выполнены в виде ажурных сварных трубчатых конструкций из нержавеющей стали. Каркас приборной доски РМ1-2 состоит из четырех сварных модулей, соединяемых болтами. Пульт ПБИ имеет три разъемных сварных модуля. Все пульта выполнены в габаритах, позволяющих протаскивание пультов через люки командного отсека.

Все приборы, кроме электромеханических приборов (ЭМП) пилотажно-навигационной группы, основой конструкции которых были авиационные индикаторы, устанавливаются с лицевой стороны, обеспечивая тем самым ремонтпригодность СОИ без снятия пультов с объекта. ЭМП установлены в

БПНИ, который может выдвигаться из доски, обеспечивая тем самым их съем. За приборами в каркасе размещаются блоки управления и сопряжения. Доступ к ним обеспечивается после снятия соответствующих приборов.

Все пульта имеют оригинальную схему виброзащиты, основой которой являются тросовые амортизаторы.

Система отображения информации должна обеспечивать эффективную работу экипажа на всех участках полета ОК. Поэтому для оптимизации массово-энергетических характеристик СОИ средства, обеспечивающие работу экипажа на участках спуска и посадки, выполнены с учетом требований авиационной техники, то есть с учетом требования к работоспособности при повышенной внешней освещенности кабины. На верхнем участке полета требования по яркости те же, что и для космических станций и кораблей.

Поиск оптимальных решений по критерию массы и потребляемой электроэнергии с учетом требований по эргономике привел к тому, что одни и те же приборы, размещаемые на РМ1-2 и остальных пультах, имеют прямой и обратный контрасты, разные цвета панелей, отличные от цветов, принятых в авиации. Приборы РМ1-2 имеют встроенную регулируемую систему подсветки шкал, систему сигнализации на лампах накаливания с регулируемой яркостью. Для орбитального участка полета созданы электролюминесцентные сигнализаторы.

Блоки сигнальных табло на ЩВ или ЩПД и ДПО развернуты таким образом, чтобы работа их сигнализаторов была видна с обоих рабочих мест. При спуске и посадке бортинженер занимает положение ниже, чем при орбитальном полете, и вдоль продольной оси. Для обеспечения работы бортинженера на участке посадки одна из панелей пульта ПБИ размещается перпендикулярно основной панели и соответственно перпендикулярно оси корабля. В результате конструкция пульта получилась экзотической, нетехнологичной.

СОИ РМ1-2 выполнена по самолетному принципу. Это не соответствовало методам, развиваемым в космонавтике, и, как показала дальнейшая работа, привело к необходимости разработки уникальных приборных интерфейсов для сопряжения СО с БЦВК, к необходимости введения периферийной ЭВМ СОИ и соответственно к превышению массы СОИ более, чем на 13% от заданной. Проблема массы СОИ была одной из основных при ее создании.

Предпринимались попытки снижения массы за счет применения новых материалов, микроминиатюризации отдельных подсистем. Анализ показал, что снижение массы могло быть только при условии пересмотра концепции построения СОИ, при условии дальнейшего повышения уровня интеграции СОИ и устранения большой избыточности. Первое условие было реализовано при модернизации СОИ РМ1-2.

Существенное снижение массы возможно с помощью методов оптимизации СОИ путем устранения избыточности дисплейных средств СОИ и передачи функций РМ3 рабочим местам 1 и 2, а при необходимости и на РМ4-5. СОИ других РМ оптимизированы по составу. Как правило, это двухэкранные СОИ. Здесь возможно снижение массы только при переходе на другие средства отображения (на основе ЖКИ) и тактильные органы управления.

Информация на борту ЛА выдается на СОИ в форме, пригодной для восприятия человеком, поэтому их создание требует учета психологических и физиологических возможностей человека.

Для человека в АСУ органом, воспринимающим основное количество информации, является зрительная система.

Глаз имеет почти шарообразную форму диаметром 2,5 см, помещается в глазнице — углублении черепа. Глазное яблоко окутано белковой оболочкой — склерой, сохраняющей форму глаза и защищающей его от внешних воздействий. В передней части главного яблока склера переходит в прозрачную роговую оболочку, за которой на небольшом расстоянии находится радужная оболочка, в середине которой имеется отверстие зрачок. Радужная оболочка и мышцы изменяют размеры зрачка (при сильном освещении зрачок сужается, при слабом расширяется) Этим достигается регулирование световой энергии, поступающей на сетчатку. По дну глаза разветвлены окончания зрительного нерва — три ряда нейронов фоторецепторы — 150 000 000 (колбочки и палочки, биполярные и ганглиозные клетки); Количество палочек более чем на порядок превосходит количество колбочек.

Зрительные ощущения вызывает только свет, действующий на палочки и колбочки. в центральной части сетчатки — зоне наиболее ясного видения (область желтого пятна и центральной ямки) имеются только колбочки. В сетчатой оболочке имеется участок, с угловым размером в 5° ; без фоторецепторов — слепое пятно. При наблюдении только одним глазом в отдельные моменты фиксации взгляда участок зрительного поля соответствующего размера не воспринимается. При взгляде на предмет перед глазами непроизвольно устанавливается так, чтобы изображение предмета попадало на желтые пятна обоих глаз. Форма и цвет предмета воспринимаются только при яркости зрительного стимула не менее или равного 10 кд/м. При яркостях менее 0,003 кд/м функционируют только палочки (сумеречное зрение). Следовательно, различение цветов возможно лишь при достаточно высоких значениях яркости зрительного стимула. надежное и более тонкое различие цветовых оттенков возможно при яркости 175 кд/м Колбочки чувствительны к длине световых волн. При равенстве энергии воздействующих волн различия их длин ощущаются, как различия в цвете зрительных стимулов. Глаз различает семь основных цветов и более сотни их оттенков. С изменением длины волны изменяется и качество ощущений. Длинам волн от 380 до 445 мкм соответствует ощущение фиолетового цвета, от 455 до 470 — синего, от 470 до 500 голубого, от 500 до 540 — зеленого, от 540 до 590 — желтого, от 590 до 610 — оранжевого, от 610 до 780 — красного.

Строением сетчатки объясняется факт лучшего обнаружения слабого светового стимула, если проекция его осуществляется на периферические отделы сетчатки, а не на центральные. В других условиях центральная зона сетчатки имеет преимущество в процессе зрения. Механизм преобразования зрительной информации следующий. Воздействие светового потока вызывает возбуждение фоторецепторов. В каждый момент времени совокупность возбужденных и невозбужденных фоторецепторов образует мозаичную картину изображения, проецируемого на сетчатку. Возбуждение фоторецепторов передается вторым нейронам сетчатки. Далее сигналы генерируются ганглиозными клетками. Кроме того, в сетчатке в это время осуществляется ряд операций преобразования первоначального нервного сигнала. Нервное возбуждение не является копией возбуждения фоторецепторов. Дальнейшее преобразование сигнала как процесс описания изображения осуществляется системами рецептивных полей более высокого ранга. Формирование же сложных признаков и принятие решения о

визуально воспринимаемом объекте происходит как процесс преобразования информации в высших корковых отделах зрительного анализатора в их взаимодействии с корковыми отделами других анализаторов. Чувствительность фоторецепторов неодинакова к разным участкам спектра: наиболее высока к желтым и зеленым и значительно ниже к красным.

Таблица 1

Границы бинокулярного поля зрения.

Направление от центра поля зрения	Границы, Град	
	Общие	Участка, видимого Одновременно двумя глазами
Вправо и влево	70	55
Книзу	70	60
Кверху	60	50

Ограничения поступления светового сигнала к фоторецепторам характеризуются величиной пространства, в пределах которого возможна проекция изображения на сетчатку глаз. Границы такого пространства, называемого полем зрения, определяются возможностями оптической системы глаз, площадью, характером распределения фоторецепторов и выступающими частями лица. Поле бинокулярного зрения является производным полем зрения обоих глаз. Оно состоит из участка, видимого двумя глазами одновременно (в центре) и участков в периферической области, входящих в поле зрения только одного из глаз. Область перекрытия полей зрения левого и правого глаз является областью наиболее ясного видения. Возможности обнаружения сигнала существенно возрастают за счет поворотов головы и глазных яблок. Но рабочая зрительная зона близка по размерам к участку бинокулярного поля зрения, который может рассматриваться двумя глазами. Надежное обнаружение сигналов осуществляется в более узких (в 2 раза) границах.

Человек способен оценивать пространственные яркостные и временные характеристики сигналов. Основными характеристиками зрительного восприятия являются угловые размеры, уровень адаптирующей яркости, контраст между объектом и фоном, время предъявления сигнала. Угловым размером изображения называют угол между двумя лучами, направленными от глаз наблюдателя к крайним точкам наблюдаемого изображения. Определяется по формуле

$$\operatorname{tg} \frac{\beta}{2} = \frac{h}{2l}, \quad (1)$$

где h - линейный размер изображения (знака);

l - расстояние от оператора до знака по линии взора.

Ощущение, характеризующее световую энергию, излучаемую поверхностью называется видимой яркостью.

Адаптирующая яркость — яркость, к которой приспособлен глаз. определяется исходя из яркости фона. Если же рассматривается сложное изображение, то адаптирующая яркость определяется как средняя из суммы яркостей, воспринимаемых глазом.

Контраст - отношение разности изображения и фона к яркости фона (степень воспринимаемого различия между двумя яркостями). Различают прямой (символ темнее фона) и обратный (символ ярче фона — высвечивание) контраст

$$K_{пр} = \frac{B_{\phi} - B}{B_{\phi}}; \quad K_{об} = \frac{B - B_{\phi}}{B} \quad (2)$$

где $K_{пр}$, $K_{об}$ – прямой и обратный контраст соответственно;

B_{ϕ} и B — яркости фона и знака соответственно. Все параметры зрительного восприятия человека взаимосвязаны между собой так, что уменьшение численного значения одного из них требует увеличения других чтобы общее энергетическое произведение оставалось неизменным.

Оператором осуществляются и управляющие воздействия (нажатие кнопок, переключение тумблеров, включение — выключение аппаратуры) — различные двигательные реакции. Конструирование СОИ невозможно без учета моторной деятельности человека. Моторная деятельность характеризуется размерами моторного поля, формой траектории и скоростью движения, силовыми параметрами, точностью движений и энергетическими затратами.

Время реакции человека зависит от ряда факторов:

–вида раздражителя (звуковой или зрительный). Скорость реакция на звуковой раздражитель выше;

–интенсивности раздражителя. Чем выше интенсивность раздражителя, тем меньше время реакции. Закономерность справедлива до достижения интенсивностью раздражителя определенного предела;

–тренированности оператора. Тренировки уменьшают время реакции;

–настройки оператора на то или иное восприятие; возраста и пола;

–строения организма;

–сложности реакции.

Время реакции может быть определено по выражению

$$T_{ч} = 270 \ln(D + 1), \text{ мс}, \quad (3)$$

где B — число возможных альтернатив.

Таблица 2

Усредненные характеристики часто встречающихся реакций

Вид реакции	Время реакции, с		
	Минимальное	Максимальное	Среднее
Ходьба (один шаг)	—	—	0,61
Шаг в сторону	0,72	1,45	1,1
Поворот туловища	0,72	1,62	1,2
Наклон туловища	—	—	1,26
Вращательное движение кисти с усилием	—	—	0,72
Время быстрого движения по направлению к предмету при расстоянии до него:			
25мм	0,07	0,36	0,21
10–300мм	—	—	0,15
Более 300мм	0,1	0,56	0,33
Время изменения направления движения	—	—	0,1

Реакция может быть простой (нажатие на кнопку при любом световом раздражителе) и сложной (нажатие на кнопку при определенном цветовом раздражителе).

Движение рук человека могут выполняться со скоростью 5—800 см/с. движения в направлении «от себя» выполняются быстрее движений «к себе», зато движения «к себе» характеризуются большей точностью. Если требуется остановка объекта управления, направление движения рукоятки, рычага должно быть «к себе».

Вращательные движения встречаются при ручном регулировании. Они выполняются в 1,5 раза быстрее поступательных. Максимальная скорость вращения соответствует радиусам 30—50 мм. для радиусов до 120 мм скорость поворота растет с уменьшением нагрузки. Максимальное рабочее пространство рук человека приближается к полусфере. Эллиптические в круговые движения рук обеспечивают наибольшую производительность труда. Правой рукой удобнее двигать в горизонтальной плоскости против часовой стрелки, левой — по часовой.

При удалении органов управления на расстояние более 15—20 см в средней зоне и 30—40 см в крайних обеспечивается наивысшая скорость прицельных движений рук оператора.

Важной характеристикой является темп вращательных движений. Максимальное значение этой характеристики для ведущей (чаще правой) руки составляет 4,83 об/с, для неведущей примерно 4 об/с и приходится на рукоятки радиусом 3 см. для рукояток радиуса 24 см численное значение темпа уменьшается в два раза. Максимальное значение темпа нажимных движений составляет 5—6 нажимов/с. Нажимы, совершаемые в ответ на дискретные, отличные друг от друга, сигналы, должны следовать с интервалом не менее 0,5с с целью устранения задержки в реакции.

Усилие, развиваемое рукой, зависит от положения руки:

мгновенная сила притяжения к корпусу двумя руками достигает 10 Н; длительно действующая сила — до 3 Н; сила разгибания руки в крайних положениях — до 0,6 Н, согнутой под прямым углом — 1,4 Н; мгновенная сила сжатия кистью — 4 Н, длительно действующая сила — 1,2—1,5 Н.

Кисть в плоскости ладони может поворачиваться на 10°. в перпендикулярной плоскости—на 80° (в сторону ладони) и на 40° в противоположную сторону.

Физическая работа мышц разделяется на динамическую (мышцы растягиваются и сокращаются) и статическую (мышцы неподвижны). Статическая работа более утомительна.

3.2 Особенности СОИ.

Для оптимизации СОИ большое значение имеет проблема моделирования поведения человека-оператора. В настоящее время разработано достаточное количество математических моделей поведения человека. В основном модели предназначаются для исследования систем человек — машина» в режиме регулирования (динамического звена)

Структура системы управления с человеком-оператором, работающим в замкнутом контуре управления, приведена на рис.

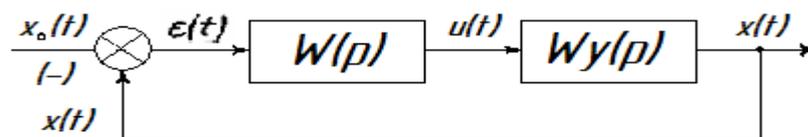


Рис. 3 Структура системы управления с человеком оператором.

При выработке закона регулирования человек отслеживает входную величину по случайной траектории. Задачей математического описания действий человека является наиболее полная формализация и учет в модели преимуществ человека. Рассмотрим линейную непрерывную модель. В задачах с непрерывным ручным управлением действия человека, стремящегося совместить выходной сигнал $x(i)$ с непрерывно изменяющимся входным сигналом $x_0(i)$, можно описать линейными дифференциальными уравнениями. Правомочность этих выводов подтверждается такими фактами, как независимость переходной характеристики реакции человека от величины скачка входного сигнала, независимость частотных характеристик оператора от амплитуды входного сигнала. В режиме отслеживания действия оператора описываются линейной моделью вида

$$W(p) = \frac{U(p)}{\varepsilon(p)} = \frac{ke^{-\tau p} (T_1 p + 1)}{(T_2 p + 1)(T_3 p + 1)}, \quad (4)$$

соответственно операторы: характеризующий стабилизирующие свойства человека в системе, учитывающий естественную задержку реакции оператора, отражающий динамику нервно-мышечной системы человека.

Инерционность человека-оператора объясняется необходимостью обобщения информации, воспринимаемой человеком в СОИ. τ – величина чистого латентного запаздывания, определяется тренированностью операторов. Для обученных операторов $\tau=(0,1-0,3)$ сек. Нижний предел τ характерен для случаев, когда оператор имеет возможность использовать некоторое предсказание при непрерывно изменяющемся входном сигнале $x_0(t)$. Верхний предел τ характерен для случаев скачкообразного изменения $x_0(t)$. Если анализируется многократно изменяющаяся величина по повторяющемуся закону, τ уменьшается до значения 0,008 с.

Постоянная времени T_2 увеличивается с усложнением законов изменения входных переменных $x_0(t)$ и с ростом объема входной информации. Значение T_2 определяется также и средствами отображения информации; чем совершеннее они, тем T_2 меньше. Оператор $(T_1 p + 1)$ характеризует способность человека упреждать развитие процесса регулирования. Изменением постоянной T_1 оператор стремится скомпенсировать инерционность объекта и собственную.

Конкретные значения параметров передаточной функции оператора можно указать только для определенных задач. Например, для систем с входными сигналами, случайно повторяющимися, но непрерывно изменяющимися по регулярным законам (типа гармонического колебания при безынерционном объекте управления, поведение человека-оператора описывается упрощенной передаточной функцией

$$W(p) = \frac{ke^{-p\tau} (1,8p + 1)}{p(20p + 1)} \quad (5)$$

Оператор справляется вплоть до частот $f=2.5$ Гц при отслеживании случайных процессов.

Свойства системы управления определяются характеристика составляющих звеньев. Наибольшее значение оказывают динамические свойства человека. Динамические свойства одноконтурной системы управления определяются временем цикла регулирования, которое представляет собой время перевода объекта управления из исходного состояния в заданное. Время цикла регулирования составляет

$$T_{ц} = \sum_{i=1}^n t_i + \sum t_p \quad \text{чел,} \quad (6)$$

- время задержки сигнала в машинных звеньях системы;
- время реакции человека;

Таблица 3

Время реакции человека на раздражитель.

Вид раздражителя	Латентный период (мс)
Тактильный (прикосновение)	90–220
Слуховой (звук)	120–180
Зрительный (свет)	150–220
Обонятельный (запах)	310–390
Температурный (тепло и холод)	280–1600
Вкусовой (солёное, сладкое, кислое, горькое)	310–1080
Движение (воздействие на вестибулярный аппарат)	400
Болевой	130–890

3.3 Основные этапы переработки информации оператором.

Этапы переработки информации человеком-оператором на ЛА, могут быть сведены к выполнению следующих операций:

- анализу и отбору поступающей информации;
- опознанию и обобщению информации;
- оценке степени приоритета;
- отфильтровыванию избыточной или устаревшей информации;
- уточнению и получению недостающих данных;
- вводу информации в систему и выдаче ее в линии связи;
- принятию решения;
- управлению и контролю за работой аппаратуры.

Без направляющего участия человека процессы неизбежно отклоняются от норм, соответствующих интересам людей, только эволюция этих интересов человеком приводит к желательным изменениям. Человек поправляет машину, исходя из своих знаний, опыта, интуиции. Кроме того, человек и машина во многих случаях выступают как равноправные партнеры обмениваются данными и выполняют различные преобразования информации.

Сравнительно новой формой взаимодействия человека и ЛА, как с машиной, является диалоговая, основной идеей которой является распределение функций между человеком и машиной на основе взаимного дополнения и использования

имущества каждой стороны, осуществляемая с помощью средств общения (в первую очередь дисплеев).

Поэтому ясно — человек является неустранимым звеном АСУ, и это порождает проблему согласования характеристик машин с возможностями человека. При решении этой проблемы должна быть достигнута оптимальность синтеза компонентов «человек — средства отображения — рабочая среда».

3.4 Информационная и концептуальная модель полета.

То, что в авиации называют образом полета, сопоставимо с понятием концептуальная модель. Это — базовый компонент психического отражения, сформированный в процессе обучения и профессиональной практики. Образ полета включает задачи и цели, стоящие перед летчиком, систему знаний об объекте управления, систему двигательных программ, реализуемых в полете. При выполнении конкретных действий в образе полета на первый план выступает (в зависимости от условий полета и цели, которую ставит летчик) один из трех компонентов: образ пространственного положения, чувство самолета, восприятие приборного отображения (или приборной модели). В летной практике для обозначения последнего компонента употребляют термин "образ вилки", т.е. расхождение между наличным и требуемым показателями. Для краткости иногда этим термином пользуемся и мы.

Рассмотрим подробнее каждый из компонентов образа полета.

Образ пространственного положения регулирует пространственную ориентацию летчика: осознание летчиком положения самолета в пространстве относительно плоскости земли. Для летчика, на которого действуют разнонаправленные ускорения, ориентировка в пространстве требует активной настройки сознания на постоянную интеллектуальную оценку информации. Это значит, что человек в полете должен получать и перерабатывать информацию, преследуя, кроме цели управления, еще и цель ориентировки в пространстве.

Ориентация в пространстве у человека выражается в способности воспринимать свое положение во внешнем мире: расстояние, на котором объекты внешнего мира расположены относительно друг друга и самого человека, направления, в котором они перемещаются (находятся), и, наконец, величины и формы объектов.

Проблема восприятия пространства и пространственной ориентировки интенсивно исследовалась Б.А. Ананьевым и его школой. Эти и многие другие исследования показали, что способность к ориентации в пространстве обеспечивается функциональной системностью комплекса анализаторов: зрительного, вестибулярного, проприоцептивного, интероцептивного и др. В авиационной практике понятие пространственной ориентировки обычно сводится к способности определять свое положение относительно вектора тяжести и различных объектов, находящихся на земле. Исходя из такого определения, большинство авиационных психофизиологов главное значение в ориентации придавали трем системам (триада ориентации): зрительный аппарат (а), лабиринтный аппарат стато–кинестетического анализатора (б), кинестезия (в).

Экспериментально было доказано, что в ориентации при отрыве от земли ведущая роль принадлежит зрительному анализатору, к основным функциям которого добавляется функция "биологического демпфера", ложных сигналов

лабиринтного аппарата. Дело в том, что для человека фундаментальной координатой, относительно которой строится образ пространства в целом, является направление силы земного притяжения. Отсюда, собственно, и проистекает закономерное возникновение у здорового человека нарушения афферентного синтеза неинструментальных сигналов, на основе которых формируется восприятие и представление пространственного положения (иллюзий). Причиной этому является подмена системы координат, связанной с направлением силы земного притяжения, результирующей силой перегрузки. Иначе говоря, человек в полете может результирующую силу перегрузки, направленную от головы к тазу, принять за точку опоры.

Классическим примером пространственной иллюзии служит смещение горизонта во время выполнения самолетом такой обычной фигуры, как вираж. Данный феномен обмана чувств объясняют следующим образом: в обычных условиях оптические раздражители, сигнализирующие наклон тела, сопровождаются соответствующими сигналами с механорецепторов. В данном же случае, в полете (во время выполнения виража), визуальные сигналы об изменении положения тела в пространстве не подкрепляются сигналами с механорецепторов, так как ускорение, направленное от головы к тазу, формирует ощущение вертикальной позы. При этом человек отчетливо ощущает, что его прижимает к чашке сидения, а не к борту или к "потолку" кабины. Этот пример ярко демонстрирует влияние слаженной функциональной системности анализаторов на восприятие. В данном случае необходимо сознательное противодействие потоку измененной афферентации. Иначе говоря, с психологической точки зрения пространственная ориентировка летчика — это психический процесс сознательности отражения противоречивости поступающих сигналов и сознательная опора на предметное содержание образа (на осознанную концепцию пространства). Это — важнейшее условие сохранения ориентировки в тех необычных условиях, в которые поставлено восприятие, приспособленное к земным условиям. Человек в процессе индивидуального развития учится правильно интерпретировать свои ощущения. Но эта привычная интерпретация становится помехой правильному восприятию пространственного положения в полете при извращении (по сравнению с привычной) рецепции внешних воздействий.

В современном полете пилотажные сигналы в основном поступают от визуальных индикаторов и выдерживание режима полета определяется удержанием стрелок приборов в заданном положении. Но практика показывает, что процесс управления (эффективное и надежное пилотирование) невозможен без оценки пространственного положения. Летчик не может выполнять пилотирование, абстрагируясь от представления о перемещении самолета в пространстве, о положении его относительно трех осей и определенной местности.

При этом летчику желательно не только знать (на основании умственной оценки показаний приборов), но и необходимо наглядно представлять пространственное положение так, чтобы его представление соответствовало знанию о реальном положении самолета. Однако условия полета нередко не обеспечивают, скорее мешают этому соответствию; ощущения и восприятие противоречат интеллектуальной оценке, так что возникают затруднения в создании образа представления пространственного положения. В последнем случае требуется значительное волевое усилие и сознательная регуляция действия,

направленная на преодоление невольного стремления пилотировать по "непосредственному впечатлению". Хотя именно интеллектуальная оценка дает объективное знание о пространственном положении, но для субъективной уверенности, способствующей надежности действий, необходимо соответствие субъективного ощущения объективному знанию.

Итак, особенности восприятия в полете обусловлены необычностью физических воздействий на человека, которые не соответствуют сложившейся на земле привычной схеме ориентировки (стереотипу). Возникающие в полете ускорения действуют на анализаторы человека, такие, как сила тяжести, но при этом они не являются постоянными ни по направлению, ни по величине, что нарушает естественную схему ориентирования. Возникает противоречие между визуальными и интероцептивными сигналами, между восприятием и мышлением, ощущением и мысленной оценкой положения тела летчика (и самолета) в пространстве.

Если это противоречие осознается, летчик усилием воли старается подавить ложные ощущения. Именно в данном случае действия должны регулироваться вербально–логическими (речемыслительными) процессами.

Для ориентировки в пространстве летчик должен целенаправленно отбирать информацию, активно использовать опыт предыдущих визуальных полетов, осознанно формировать образ пространственного положения. Это — важнейшая специфическая особенность восприятия в полете, что означает, что летчик, решая сложную саму по себе задачу управления, одновременно выполняет целенаправленное действие — пространственную ориентировку. На земле последняя осуществляется автоматически, а в полете она невозможна без осознанного формирования наглядного образа, базового компонента образа полета. Именно этот компонент выполняет когнитивную функцию, обеспечивая общее представление об основных параметрах полета, об этапе полета, о степени приближения к цели. Адекватность предметного содержания этого компонента образа сохраняется через преодоление противоречивости поступающих к летчику сигналов: когда приборная информация противоречит непосредственным ощущениям положения тела. Отсюда включенность в содержание образа актуально осознаваемой цели: сохранить ориентацию при поступлении противоречивой информации.

Первый базовый компонент образа полета — образ пространственного положения — должен постоянно поддерживаться, видоизменяться соответственно эволюциям самолета, противостоять разрушительному влиянию неинструментальных сигналов, если они выдают информацию, противоречащую инструментальной. Обеспечивая общую ориентировку летчика, в том числе осознание глобальной цели полета, данный компонент образа играет все же вспомогательную роль в непосредственной регуляции управляющих движений. Функцию регуляции выполняет второй компонент образа — образ приборной модели.

Образ приборной модели — "приборный образ", "образ вилки" — это отражение рассогласований между заданным и текущим режимами полета, формируемое на основе восприятия информации о расхождении между заданным значением параметра полета и фактическим положением индекса. Этот образ регулирует моторный компонент действий, обеспечивая реализацию двигательной программы. Подчеркнем прагматичную направленность данного компонента

образа полета. Его преобладание на каком-либо этапе пилотирования приводит к автоматичности выполнения управляющих воздействий, которая может наблюдаться, например, в длительном неспокойно текущем горизонтальном полете тяжелого самолета. В других случаях "приборный образ" выступает на первый план при необходимости срочно вывести самолет из сложного (непонятного) положения в горизонтальный полет (приведение к горизонту). В последнем случае автоматичность исполнения может стать причиной катастрофы — отсутствие осознаваемого образа пространственного положения, например знания о высоте полета, опасно, если механическое исполнение производится на недостаточной высоте. Приборный образ лаконичен, в нем нет избыточности, и это часто приводит к его функциональной деформации — на первый план выступает значение одного из массы сигналов, что обеспечивает быстроту и точность исполнения одного из компонентов действия, но снижает потенциальную надежность действия в целом.

Специфическим содержанием обладает третий компонент образа полета — чувство самолета. Его формирование связано с поступлением неинструментальных сигналов: ускорений, вибраций, сопротивления органов управления, шумов и пр. Эти сигналы играют сложную и противоречивую роль. Во-первых, они относятся к так называемым отрицательным факторам полета, выступая как неприятные, иногда — вредные для организма физические воздействия. Во-вторых, они могут неправильно интерпретироваться летчиком и служить причиной ошибочных решений. Однако они очень важны для ощущения летчиком своей слитности с самолетом, которая помогает упреждать изменения его положения, обеспечивает экономный способ выполнения движения и, кроме того, создает общий положительный эмоциональный фон деятельности летчика.

Чувство самолета прежде всего связывается с мышечным чувством, которое в наибольшей степени определяет способность к управлению динамическими объектами. Известно, что мышечное чувство было названо И.М. Сеченовым "темным", так как функционирование двигательного анализатора большей частью не осознается. Вместе с тем Сеченов считал, что мышечное чувство играет ведущую роль в оценке и регуляции движений, в восприятии пространства и времени.

Роль мышечного чувства, по-видимому, связана с тем, что мышечные рецепторы по сложности своей организации и функциям приближаются к рецепторам самых сложных органов чувств — глаза и уха. Основные мышечные веретена связаны не только с толстыми афферентными нервными волокнами, но еще и с такими, которые оказались эфферентными путями. Это значит, что при растяжении веретен (порог 1—2г) импульс проходит одновременно к сократительным волокнам и к проприоцепторам, т.е. возбуждение проводится по двум эфферентным путям, из которых один ведет к мышечным волокнам, определяющим сократительную функцию, а другой — к рецепторным аппаратам кинестетического анализатора.

Одним из косвенных доказательств роли мышечного чувства в пилотировании могут служить данные об усилении зрительного контроля при ослаблении (или искажении) привычной проприоцептивной связи летчика с самолетом. Так, например, включение автоматического стабилизатора положения в полете приводит к редуцированию проприоцептивного контроля и одновременно к увеличению длительности фиксации взгляда на основных пилотажных приборах .

Этот факт, полученный в реальных полетах, объясняется тем, что использование стабилизатора исказило усилия на органах управления, а это повлияло на чувство самолета и потребовало компенсации путем усиления зрительного контроля. Летчики констатировали и субъективный дискомфорт: «Ручка при включении стабилизатора загрублена, и я хуже "слышу" ее». У летчиков, указавших на субъективное ощущение изменения усилий, изменилась структура сбора информации в полете на малой высоте в режиме поиска наземных ориентиров.

Чувство самолета — это своеобразное сращивание человека с самолетом, которое позволяет физически ощущать движения самолета, способность человека к правильному и чуткому восприятию и подсознательному выбору всех важных для управления самолетом сенсорных раздражителей и к успешным реакциям на них движениями органов управления. Вот как оценивается роль чувства самолета, или летного чувства, авиационным психологом Э. Гератеволем: «Необходимая для управления самолетом координация движений осуществляется не столько продуманно и осознанно, сколько с помощью чувствительной связи с машиной и приспособлением полета к естественной закономерности полета. Эта "естественная закономерность" может передать впечатлительным натурам такие своеобразные и исключительно живые эстетические переживания, которые могут превратить полет в эмоциональное событие и даже страсть». Мышечное чувство, чувство давления, возникающие при изменении положения самолета, позволяют непосредственно оценивать, поднимается или, наоборот, опускается нос самолета так, как требуется при взлете или посадке; летчик чувствует, готов ли самолет сесть или взлететь на основании комплексного чувства самолета, и это помогает ему выполнить не только своевременные, но и — что особенно важно — упреждающие движения. В формировании и функционировании чувства самолета играют роль и тактильное восприятие кожей, и более глубокое восприятие за счет мышечного чувства. Если машина испытывает крен, то перемещение давления в мышцах воспринимается точнее и быстрее, чем раздражение рецепторов силы тяжести (отолитов). Восприятие давления и мышечное чувство дают возможность судить о правильности угла крена при развороте. При активных движениях тактильное ощущение, связанное с органами управления, основывается на ощущениях давления и мышечном чувстве.

В процессе пилотирования на летчика воздействуют линейные и угловые ускорения по трем осям системы координат самолета. Возникновение акцелерационных ощущений определяется длительностью воздействия ускорений, их величиной и градиентом нарастания. Если угловые ускорения или градиент нарастания малы, то даже значительные изменения положения самолета достигаются без возникновения акцелерационных ощущений, и это дает основание для сомнений в надежности неинструментальной информации при формировании управляющих воздействий. Тем не менее установлена положительная роль акцелерационных ощущений для пилотирования и для 'поддержания чувства самолета.

Заканчивая общую характеристику чувства самолета, важно отметить его связь с действиями, которые выполняет летчик. То или иное управляющее действие изменяет положение самолета, при этом возникают и инструментальные, и неинструментальные сигналы. Вся масса этих сигналов оценивается летчиком не только как изменение управляемого объекта, но и как результат его собственного

действия, точнее, как изменение управляемого объекта в результате действия. Самолет выступает как орудие деятельности, продолжение органов человеческого тела.

Содержание третьего компонента образа полета чрезвычайно изменчиво: для его формирования необходимы собственный опыт интерпретации и оценки возникающих смутных ощущений, которые в процессе деятельности должны постепенно превратиться в более отчетливые, с тем чтобы более совершенно выполнять функцию регуляции действий летчика. При этом данный компонент образа обеспечивает выполнение движений, направленных на предупреждение еще не отразившихся на приборах отклонений, так называемые молниеносные реакции летчика, устраняющие опасную ситуацию до того, как ее развитие приобрело необратимый характер и отразилось на информационной модели. Чувство самолета не способно дать представление о точном значении изменения параметров полета и не может быть единственным регулятором исполнительских действий, но оно призвано обеспечить должную направленность сознания на контроль тех параметров полета, которые нуждаются в первоочередном обслуживании.

Итак, образ полета — подвижная, динамическая, изменчивая структура. Компоненты образа вступают между собой в сложные, подчас противоречивые взаимоотношения. Сенсорно-перцептивное наполнение свойственно преимущественно образу пространственного положения и чувству самолета; моторная регуляция осуществляется на основе чувства самолета и приборного образа (образа вилки). Эффективность регуляции действий на основе чувства самолета связана с осознанием сигнальной значимости ощущений, включенных в данный компонент образа. Преобладание образа приборов как регулятора моторных действий способствует автоматизации действий и, следовательно, фиксации функциональной деформации образа, что может привести к снижению надежности системы "летчик—самолет". Осознание летчиком актуальной значимости образа пространственного положения — одно из необходимых условий сохранения надежности действий в любых ситуациях пилотирования.

3.5 Компоновка авиационных систем.

Авиационные эргатические системы относятся к классу больших эргатических систем, для которых характерно наличие совокупности взаимосвязанных управляемых подсистем, объединенных общей целью функционирования. Согласно определению система является большой с точки зрения оператора, если она превосходит его возможности в каком-либо аспекте, важном для достижения поставленной перед ним цели.

Компоновка эргатической системы является важным этапом ее проектирования, во многом определяющим ее рациональную организацию.

Рациональная компоновка больших эргатических систем является достаточно сложной задачей, при решении которой должны учитываться многочисленные независимые, иногда противоречивые факторы и требования, вследствие чего она относится к классу задач многофакторной оптимизации.

Основной задачей компоновки является создание оператору условий, необходимых для эффективного выполнения эксплуатационных задач, при сохранении достаточно высокого уровня безопасности работы.

Рациональная организация авиационной эргатической системы затруднена из-за:

- весьма ограниченных размеров кабин экипажа;
- большого количества средств отображения информации и средств управления, устанавливаемых на рабочих местах членов экипажа;
- недостатка места, особенно в наилучших по досягаемости и обзору зонах, приводящего к невозможности разместить все необходимое оборудование в этих зонах;
- быстротечности процессов управления и как следствие этого — дефицита времени у экипажа на выполнение операций управления и контроля;
- невозможности "остановить" рабочий процесс в случае отказа техники;
- работы члена экипажа одновременно обеими руками с разными объектами управления;
- необходимости быстрого включения члена экипажа в контур управления при отказах или отключениях автоматики.

организация является сложной задачей, для решения которой необходим комплексный, системный подход с позиций эргономики, обеспечивающий учет и взаимную увязку всех факторов и нахождение правильных решений при проектировании кабины и рабочего места, выборе кресла, определении состава и разработки компоновки средств отображения информации и средств управления на рабочем месте. В связи с этими особенностями авиационных эргатических систем их рациональная

Хотя при проектировании эргатических систем в первую очередь должны учитываться антропометрические характеристики человека, так как недостаточные размеры кабины, неудобное размещение членов экипажа, неудобные кресла и тому подобные причины могут привести к преждевременному утомлению и повлиять на качество выполнения полетного задания, следует также иметь в виду, что неудовлетворительная компоновка рабочего места может привести к невыполнению полетного задания, быть причиной летных происшествий.

Связь компоновки с безопасностью полета достаточно ясна: она особенно проявляется при дефиците времени, в аварийных ситуациях.

Не говоря уже о роли унификации компоновки в выработке и сохранении стереотипов действий — определенных навыков управления и контроля при переходе экипажа от управления самолетом одного типа к другому, можно указать следующие правила компоновки, выполнение которых непосредственно влияет на безопасность полета:

- рациональная компоновка группы основных пилотажно-навигационных индикаторов должна обеспечивать минимальные углы (маршрут) переноса взгляда пилота на наиболее напряженных этапах полета и единообразное их размещение в группе;
- резервный авиагоризонт на самолетах с двумя пилотами следует размещать в непосредственной близости от основного индикатора или так, чтобы обеспечить возможность контроля его показаний обоим пилотам;
- органы управления следует группировать и размещать с учетом требований мнемоники;
- органы управления, случайное включение или выключение которых может привести к аварийной ситуации, должны иметь фиксаторы, предохранительные устройства, блокировку и т.п.;
- запрещается размещать рядом органы управления, используемые в каждом полете и при аварийной ситуации.

Компоновка эргатической системы хотя и имеет специфические особенности, но так же, как и проектирование ЛА в целом и его систем, обычно состоит из двух стадий.

На первой стадии компоновки проектируемый объект (кабина, рабочее место) рассматривают как элемент (подсистему) системы более высокого ранга (уровня), т.е. акцентируют внимание на связях проектируемого объекта с этой системой.

Необходимость этой стадии при проектировании вытекает из требований системного подхода, в соответствии с которым любой объект (система) разрабатывается и компокуется прежде всего в интересах достижения целей того комплекса, в который он входит как составная часть (подсистема).

На второй стадии компоновки рассматривают внутреннюю структуру проектируемого объекта, выявляют его составные части и связи между ними.

Цели этой стадии компоновки являются подчиненными по отношению к первой и заключаются в нахождении такого местоположения компокуемого объекта (параметра), которое обеспечивало бы его эффективное использование в составе системы более высокого уровня.

Отсюда можно заключить, что все средства, компокуемые на рабочих местах экипажа, следует рассматривать как комплекс, состоящий из двух иерархических систем: системы средств отображения информации и системы органов управления, в которых каждому из объектов в зависимости от его места в общей структуре предписан определенный уровень иерархии, такой, что уровнем ниже располагаются все компокуемые объекты, являющиеся составными частями данного объекта, а уровнем выше — объект, в который компокуемый объект входит как составная часть.

Такой подход можно рассматривать как структурную иерархию построения комплекса систем отображения информации и органов управления (КСОИ-ОУ).

В частности, применительно к структуре системы отображения информации такими иерархическими уровнями являются:

- система отображения информации экипажу ЛА;
- система отображения информации данному члену экипажа;
- подсистема или группа средств отображения информации (индикаторов, сигнализаторов), относящихся к одной функциональной системе, мнемосхема;
- отдельный индикатор (комплексный или комбинированный);
- указатель параметра.

Таким образом, в зависимости от состава экипажа и вида средств структура системы отображения информации ЛА может быть трех-, четырех- или пятиуровневой.

3.6. Виды и факторы компоновки.

Применительно к компоновке рабочих мест экипажа изложенный выше общий подход позволяет выделить три вида компоновки, отличающихся между собой масштабами объектов компоновки (площадями и объемами организуемого пространства), а также принципами компоновки:

- компоновка рабочих мест членов экипажа в кабине, в результате которой устанавливают взаимное размещение рабочих мест, а также расположение их относительно направления полета;
- компоновка рабочего места члена экипажа — его приборной доски и

пультов кабины (бортовых, потолочных, центрального), представляющая собой процесс размещения средств отображения информации и средств управления на рабочем месте;

– компоновка в пределах одного многофункционального экранного (или комбинированного) индикатора, мнемоиндикатора или пульта (щитка) управления, одной мнемосхемы, сводящаяся к взаимному размещению шкал и указателей отдельных параметров на лицевой части индикатора, расположению сигнальных устройств (светосигнализаторов, бленкеров), органов управления (тумблеров, кнопок, клавиш и т. п.) на пульте управления или на мнемосхеме или, наконец, органов управления на комбинированных рычагах (штурвале).

Таким образом, первый вид компоновки представляет собой размещение членов экипажа в кабине — размещение активной части эргатической системы, а второй и третий виды компоновки связаны с проектированием технических средств.

Если компоновка первого вида является в основном объемной задачей, то при компоновке второго вида в первую очередь приходится решать задачу на плоскости (хотя при компоновке также учитывают длину средств СОИ-ОУ), а компоновка третьего вида, например лицевой части экранного индикатора, представляет собой исключительно плоскую задачу.

Компоновку второго вида (технических устройств) обычно называют "внешней", а компоновку третьего вида (в пределах одного устройства) — "внутренней".

При проектировании эргатических систем экипаж - ЛА - среда приходится иметь дело со всеми указанными видами компоновки, причем учет их тесной взаимосвязи и взаимообусловленности является условием реализации системного подхода, обеспечивающего рациональную компоновку. Все виды компоновки должны быть увязаны друг с другом, хотя они выполняются разными бригадами в ОКБ или разными ОКБ (например, разработка пультов управления систем).

В табл. 4 эти факторы конкретизированы для каждого вида компоновки.

Таблица 4

Факторы компоновки

Вид компоновки	Фактор		
	Геометрические параметры	Состав	Принципы компоновки
I. Компоновка Кабины	Геометрия кабины. Взаимное положение рабочих мест. Обзор	Состав экипажа	Принцип компоновки коллективных рабочих мест
II. Компоновка рабочего места члена экипажа	Геометрия рабочего места: приборной доски; панелей пультов; кресла	Состав КСОИ-ОУ	Принципы группировки, соответствия иерархий, внутригрупповой компоновки
III. Компоновка в пределах комплексного индикатора, пульта, мнемосхемы	Габаритные размеры индикатора, пульта, мнемосхемы	Состав индицируемых и регулируемых параметров	Преимственность внутри-групповых принципов, алгоритм деятельности, мнемоника

С другой стороны, рациональная компоновка эргатической системы может быть достигнута лишь при реализации рациональной компоновки каждого вида для

всех относящихся к нему элементов.

Разделение компоновки на три вида отражает объективно существующую иерархическую структуру, которая проявляется и в последовательности выполнения компоновки, и в связях, существующих между отдельными ее видами.

Характерной особенностью всех видов компоновки является не только единый системный подход, но и единый исходный, принцип компоновки: общий эргономический принцип максимального снижения трудоемкости процессов контроля и управления.

Общими факторами, влияющими на все виды компоновки, являются:

–геометрические параметры (соответственно кабины экипажа, рабочего места, индикатора или пульта);

–состав (соответственно экипажа, КСОИ-ОУ, индицируемых параметров или органов управления);

–принципы компоновки.

3.7 Основные технические характеристики СОИ

В зависимости от условий работы, области применения и конкретного назначения СОИ и УОИ бывают универсальными или специализированными; работают в ускоренном, реальном или замедленном масштабе времени; выдают информацию отдельным лицам, группам или коллективу пользователей; обладают возможностью ведения диалога или нет; имеют с ЭВМ непосредственную связь или дистанционную; обеспечивают непосредственное отображение информации или через промежуточный носитель; осуществляют вычислительные операции или нет; имеют внутреннюю память или нет; обладают определенными, операционными возможностями—выделение (отметка) части изображения, снятие отметок, стирание всего изображения или выборочное, указание на экране точки для записи изображения, вычерчивание линий, ввод и редактирование текста наложение одного вида информации на другой и так далее. В зависимости от требований, предъявляемых к параметрам, которые определяются сложностью задач, выполняемых УОИ, работающих с ЭВМ, разделяют на три категории. Для каждой из категорий задаются соответственно высшие и низшие значения параметров. К основным характеристикам УОИ кроме рассмотренных выше относят быстродействие, точность, информационную емкость, разрешающую способность и надежность.

Быстродействие УОИ. Характеризует максимально возможный темп приема, отображения смены информации. Одна из характеристик быстродействия УОИ — время воспроизведения знака, измеряемое от момента поступления кодовой посылки до момента полного образования знака в заданном месте экрана. Время воспроизведения знака составляет единицы и десятки микросекунд для устройств первой категории и десятки миллисекунд для устройств третьей категории и зависит от типа УОИ, схемных решений, элементов, применяемых в схеме, и вида индикаторных элементов. Оно связано со временем, отводимым на формирование и смену кадра. В устройствах отображения информации, позволяющих наблюдать за событиями в реальном масштабе времени, время воспроизведения кадра не превышает 20—30 мс. Такое время воспроизведения кадра свойственно в основном устройствам индивидуального пользования на ЭЛТ и обеспечивает отображение информации без мелькания кадров.

Быстродействие систем отображения характеризуется временем вызова и временем обновления данных. Под временем вызова понимают время, измеряемое

с момента подачи команды на отображение нужной информации до момента воспроизведения ее УОИ. Это время определяется в основном временем выборки требуемой информации из памяти ЭВМ и временем воспроизведения ее на УОИ. Желательно, чтобы время вызова не превосходило 2—3 с. В противном случае ухудшаются условия оперативного принятия решения оператором. Кроме того, при увеличении времени вызова значительно повышается вероятность того, что оператор может забыть, какие данные он запросил.

Под временем обновления данных понимают время, измеряемое с момента поступления данных на выход источника информации, сопряженного с УОИ, до момента формирования изображения. Это время зависит от обстановки, вида УОИ и конкретных задач, решаемых системой, и других факторов. Очевидно, отображение весьма важной или срочной информации должно производиться с минимальной задержкой после поступления в систему. Информация, которая должна отображаться УОИ, разделяется в ЭВМ на группы в зависимости от ее срочности и важности. Если не учитывать очередности, то техническое время задержки в отображении информации определяется временем приема данных от источника информации, временем их логической и вычислительной обработки, временем формирования управляющих сигналов и временем воспроизведения информации устройством.

Точность. Воспроизводимая устройством отображения информация должна соответствовать входным данным. Точность воспроизведения информации должна быть не ниже точности обработки ее техническими средствами, обеспечивающими ввод входных данных. Особо высокие требования предъявляются, как правило, к точности устройств индивидуального пользования, используемых для количественной оценки информации, точных расчетов, точных графических построений и т. п.

Так как точность считывания информации в значительной степени зависит от оператора, то требования, предъявляемые к точности УОИ, должны согласовываться с конкретными задачами, решаемыми системами, и возможностями оператора. Исходя из этого, в устройствах, где информация в основном оценивается качественно, например, у многих УОИ коллективного пользования, требования к точности отображения менее жесткие.

Для УОИ свойственны систематические и случайные погрешности при отображении информации. Систематические погрешности в большинстве случаев могут либо устраняться, либо учитываться с помощью поправочных таблиц и графиков. Случайные погрешности вызваны воздействием различных случайных факторов и исключить их невозможно.

Информационная емкость УОИ. Под информационной емкостью УОИ понимают максимальное количество информации, которое может быть на нем отображено. Значение информационной емкости УОИ зависит от количества позиций в нем и числа символов в алфавите, закрепленном за позицией.

Если в УОИ для любой из позиций информационного поля используются алфавиты с одинаковым числом символов, то информационная емкость (бит)

$$I_{\text{и}} = n \log_2 m, \quad (7)$$

где n — количество позиций, которые могут занимать в пределах информационного поля элементы отображения; m — число состояний, в которых может находиться каждый элемент (длина алфавита).

Если в УОИ информационные поля используют алфавиты с различным

числом символов, закрепленные за определенными группами позиций, то информационная емкость (бит)

$$I_u = \sum n_i \log_2 m_i, \quad i=1..M, \quad (8)$$

где M — число различных алфавитов, используемых в данном информационном поле; n_i — число позиций, занимаемых символами i -го алфавита; m_i — длина i -го алфавита.

Количество информации, воспроизводимой УОИ, обычно не равно информационной емкости. Равенство возможно лишь в случае, если для любой позиции информационного поля равновероятно появление любого из символов алфавита, относящегося к ней.

Если появление символов алфавита длиной m равновероятно для любой из n позиций информационного поля, то количество отображаемой информации (бит)

$$I = -n \sum P_j \log_2 P_j, \quad j=1..m, \quad (9)$$

где P_j — вероятность появления j -го символа.

В случае, когда алфавиты различны для разных групп позиций, соотношение (9) принимает следующий вид

$$I = -\sum n_i \sum P_j \log_2 P_j. \quad (10)$$

Формулы (9) и (10) не учитывают статистических связей между появлением различных символов алфавита.

В ряде случаев пользуются понятием удельной информационной емкости $I_{и0}$, под которой понимают количество информации, приходящейся на единицу площади экрана. Информационная емкость экрана

$$I_{и} = I_{и0} S, \quad (11)$$

где S — площадь экрана.

Рассмотрим примеры оценки информационной емкости:

а) на экране УОИ построчно в виде текста отображается информация. Всего на экране помещается $n=10^3$ знаков, причем алфавит содержит 32 русские буквы, 10 арабских цифр, 5 арифметических знаков, и 13 знаков препинания. Информационная емкость экрана (бит)

$$I_{и} = 10^3 \log_2 60 = 5,907 \cdot 10^3 \quad (12)$$

б) число точек, образующих полный растр изображения на экране ЭЛТ, $n=5 \cdot 10^5$. Оператор различает восемь ступеней яркости изображения. Информационная емкость экрана (бит)

$$I_{и} = 5 \cdot 10^5 \log_2 8 = 15 \cdot 10^5 \quad (13)$$

Часто об объеме знаковой информации, воспроизводимой УОИ, судят по относительному размеру символа, т. е. по отношению высоты символа к наименьшей стороне экрана. При этом считают, что относительный размер знака и разрешающая способность УОИ взаимно связаны. В частности, при определении числа пар оптических линий на экране толщину линий принимают не больше толщины линии обводки знака.

Для обзорных экранов коллективного пользования число знаков N_3 , отображаемых на квадратном экране со стороной L , может быть ориентировочно определено по формуле

$$N_3 = (D/L)^{-2} \cdot 10^5, \quad (14)$$

где D — расстояние считывания.

Зависимость $N_3 = f(D/L)$ показана на рис. 4. Предполагается, что оператор, занимая фиксированное положение, может без напряжения рассматривать экран, угловой размер которого 50° . Из соотношения (6) следует, что при $L=D$ объем

информации на экране $N_3=10^5$ знаков, что соответствует относительному размеру символа 1:300. Такой объем информации на экране позволяет решать любые задачи, предъявляемые к УОИ при его работе в сложной системе.

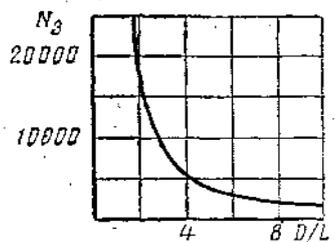


Рис. 4. Зависимость числа знаков от отношения расстояния считывания к стороне квадратного экрана.

Следует отметить, что для сложных символов угловые размеры берутся в несколько раз большими, чем у цифр и букв. На экранах коллективного пользования, отображающих справочную и табличную информацию, рекомендуется угловые размеры для букв и цифр увеличивать до 1—2°, а сам экран ограничивать небольшим числом знакомест. Это облегчает работу операторов и способствует повышению надежности считывания информации. Для обзорных экранов рекомендуемый относительный размер знака зависит от категории и лежит в пределах от 1:200 до 1:50, у экранов отображающих справочную и табличную информацию, — от 1:32 до 1:8.

В УОИ индивидуального пользования относительный размер знака берут соответственно в пределах от 1:100 до 1:15 и от 1:36 до 1:9. Как правило, объем информации на экране ЭЛТ устройства, обслуживающего АСУ, не превышает 1000 знаков.

Разрешающая способность УОИ. Это один из важнейших показателей его эффективности и характеризует способность устройства воспроизводить мелкие детали. В качестве количественной меры разрешающей способности используют число телевизионных линий либо число пар оптических линий (линия-промежуток), приходящихся на 1 мм или 1 см. Разрешающая способность связана с остротой зрения. Если разрешающая способность устройства отображения чрезмерно высока, то оператор не сможет воспринимать многие детали изображения, в то время как сложность УОИ будет большой. С другой стороны, низкая разрешающая способность ограничивает возможности воспроизведения большого количества информации и повышения точности устройства.

Правильность решений оператора в значительной степени зависит от полноты и достоверности полученной информации.

Надежность УОИ. Эффективность использования сложной системы существенно зависит от надежности УОИ. В качестве количественных характеристик надежности УОИ используют вероятность безотказной работы, интенсивность отказов, среднее время безотказной работы, частоту отказов, наработку на отказ и т. д. Очевидно, эти характеристики могут использоваться в предположении, что УОИ должны находиться либо в работоспособном состоянии, либо в состоянии полного отказа, т. е. они рассматриваются как простые системы.

Однако в большинстве случаев УОИ при отказе одного или нескольких элементов продолжают функционировать, отображая информацию в полном объеме или частично (это связано с их структурной избыточностью) непосредственно для человека, считывающего и использующего ее для решения конкретных задач.

3.8. Системы кабиной индикации.

Все, кто впервые видит приборную доску в кабине самолета, задают себе один и тот же вопрос: как можно во всем этом разобраться? На приборной доске или около нее обычно не менее 20 приборов и раза в два больше органов управления. Каждый прибор, индикатор, орган управления несет какую-либо информацию о состоянии системы, к которой он относится. Возле каждой группы кнопок или табло вы найдете также кнопку или переключатель «ТЕСТ». Даже не принимая во внимание всевозможные надписи и сопроводительные подписи, можно без труда насчитать около 200 точек привлечения внимания в кабине самолета или вертолета. Состав информации, которой пользуется летчик, очень сильно зависит от этапа полета или ситуации. Мало того, иногда смысл информации от одного носителя может меняться опять же в зависимости от этапа полета или ситуации в воздухе. Безошибочно интерпретировать всю информацию в кабине позволяют две вещи: компоновка органов управления и соответствующих индикаторов вместе по признаку отношения к той или иной системе или назначению и опыт летной работы в восемь-десять лет. Как достичь первого, описано в Авиационных Правилах (АП); как достичь второго, знают все.

Понятно, что количество приборов, индикаторов, органов управления зависит от количества бортовых систем. Количественный скачок в оснащении летательных аппаратов различными системами пришелся на шестидесятые годы в связи с появлением и распространением новых видов навигационного оборудования, РЛС и всевозможных вычислителей. Количество сопутствующих им органов управления и индикации росло пропорционально. Основными способами отображения информации были электрические (светящиеся табло), электромеханические и механические индикаторы. Когда-нибудь должен был произойти качественный скачок в области индикации. Логично, что он должен был совершиться одновременно с увеличением количества бортовых систем. Но этого не произошло из-за отсутствия необходимых технологий и достаточной практики, статистики и собственно проработки использования новых видов индикации.

Большинство необходимой летчику информации представляется в знакографическом виде. Даже если прибор показывает стрелкой точное значение параметра на шкале, зачастую летчик воспринимает это как графический образ, так как для него важны направление и скорость движения стрелки, иллюстрирующие тенденцию. Имеют значение также цвет, форма и размер индикаторов и их элементов. Из вышесказанного можно сделать вывод, что для создания комфортной, не ухудшающей восприятие информации системы индикации необходимо устройство со следующими возможностями:

–представление меняющейся цифровой информации с цветами и размерами, аналогичными или лучшими по сравнению с электромеханическими и механическими индикаторами;

–представление меняющейся графической информации с цветами, размерами и формами, аналогичными или лучшими по сравнению с электромеханическими и механическими индикаторами.

Сегодня существует лишь одна альтернатива более ранним типам индикаторов — экраны и проекционные устройства. В шестидесятые годы это были только электронно-лучевые трубки; сейчас это еще и всевозможные плоские устройства (жидкокристаллические, полупроводниковые и пр.), выполняющие

аналогичные функции.

Не секрет, что первые подобные устройства появились на борту не для модернизации или улучшения систем кабиной индикации, а как элемент системы, которая должна была предоставлять исключительно графическую информацию — метеорЛС. Мысль о том, что на этих экранах можно представлять и другую информацию, родилась, скорее всего, когда на экране РЛС нарисовали метки азимута и дальности и несколько цифр. Возможно, эти разработки подстегнула необходимость представления телевизионной информации, а впоследствии — и наложения на телевизионную картинку служебной информации. Создателям первых бортовых экранных систем пришлось пожертвовать цветом, так как в основном электронно-лучевые трубки были монохромными. Первые решения о представлении жизненно важной информации на экранах вместо электромеханических приборов принимались с трудом. Но время все исправило.

Так проходила первая волна внедрения систем кабиной индикации, основанной на принципах использования систем, синтезирующих изображение. Широкого распространения эти системы не получили. Причин было несколько: недостаточная надежность, излишние вес и потребление электроэнергии, ограничения по разрешающей способности и цвету, относительно высокая стоимость. Прошло десять лет, прежде чем эти устройства стали отвечать большинству предъявляемых к ним требований. Современные электронно-лучевые трубки — достойный образец технического искусства.

Но сегодня у них есть серьезные конкуренты. Это экранные системы, использующие плоские устройства генерации изображения. Для простоты будем называть их плоскими экранами. Вследствие высокой надежности, небольшого веса, малого потребления электроэнергии они получают все большее распространение. Так же, как и электронно-лучевые трубки, первые плоские экраны доставили своим разработчикам огромное количество проблем. Основными сложностями были достижение возможности работы и хранения при низких температурах и преодоление недостаточной яркости. К настоящему времени обе эти проблемы успешно решены, а перечисленные выше свойства существенно расширяют список потенциальных потребителей подобных индикаторов: это ЛА самых разных типов, от маленького самолета авиации общего назначения до коммерческого воздушного судна. Собственно, это обстоятельство и повлекло вторую волну внедрения систем кабиной индикации.

СОИ истребителя будущего. Сегодня мы переживаем период стремительного прогресса в области авионики: в течение короткого промежутка времени на порядки возросли мощности и возможности бортовых компьютеров, началось широкое внедрение экранной индикации, которая за какие-нибудь 10-15 лет прошла путь от монохромных экранов на электронно-лучевой трубке до современных цветных многофункциональных жидкокристаллических дисплеев. Однако складывается парадоксальная ситуация: техника может дать гораздо больше, чем мы способны от нее реально получить. Например, жидкокристаллический дисплей может передать сотни оттенков цвета, однако эта цветовая гамма используется просто убого: символика на кабинных экранных индикаторах выполнена, преимущественно, в зеленом цвете. Быстрый рост "интеллекта" самолета вступил в противоречие с возможностями каналов информационного обмена между человеком и машиной, которые продолжают строиться на прежних принципах, зародившихся еще на заре авиации. По мере

совершенствования "борта" эта диспропорция только углубляется. Уже в 1980-х годах все очевидней становилась задача формирования новой идеологии взаимодействия летчика и самолета. При этом на первых ролях при решении данной задачи должен был находиться именно летчик, а не конструктор или специалист в области авиационно-космической медицины. Первыми поняли возросшую роль летчиков-испытателей при создании кабин новых истребителей французы. Следствием этого стало создание таких машин, как "Мираж 2000-5" и "Рафаль", имеющих на сегодняшний день, пожалуй, наиболее совершенное "реально летающее" информационно-управляющее поле. Весьма показательной в этом плане является работа по созданию и унификации кабин "аэробусов", начиная с А-300. Так, кабины А-300 и А-340 практически полностью идентичны и отличаются только разным количеством рычагов управления двигателями и соответственно форматом многофункциональных дисплеев. Значительных успехов добились и американцы, также активно вовлекающие летчиков-испытателей в процесс создания новых боевых и гражданских самолетов, особенно в части их систем управления и кабин. Мысль о новой, максимально адаптированной к потребностям летчика кабине зародилась еще лет пятнадцать назад, когда в Советском Союзе развернулась работа над многофункциональным истребителем пятого поколения. Отечественная авиационная промышленность, безусловно, была способна создать такой самолет. Однако возникали серьезные сомнения в том, что наравне с повышением эффективности собственно летательного аппарата и его вооружения удастся в такой же степени повысить и эффективность работы летчика и реализации всех возможностей самолета. Решение проблемы взаимодействия "летчик-самолет" требовало принципиально нового подхода.

В 1987 году было направлено письмо генеральному конструктору ОКБ имени А.И.Микояна Р.А.Белякову, в котором обосновывалась необходимость формирования комплексной бригады по разработке информационно-управляющего поля (ИУП) кабины новой машины. В состав такой бригады должны были входить специалисты самого различного профиля - инженеры, компьютерщики, эргономисты, медики, дизайнеры и т.п. Однако ключевую роль должны были играть ведущий летчик-испытатель, а также другие летчики, то есть те люди, для которых, собственно, и создавалась новая машина. При этом к работе предполагалось привлечь, помимо летчиков-испытателей, и наиболее опытных строевых летчиков, и пилотов-ветеранов, уже ушедших с летной работы, но имеющих огромный опыт (в том числе и опыт реальных воздушных боев), а также молодых летчиков, хотя и не обладающих сколько-нибудь весомым личным опытом, но хорошо знакомых с современными компьютерными технологиями воспринимать все новое.

К сожалению, в рамках программы "МФИ" подобная бригада так и не была создана. Но сама жизнь требовала реализации этой идеи. Так, к работе по формированию СОИ многофункционального истребителя Су-30МКИ широко привлекались пилоты ВВС Индии, которые, в конечном счете, и заказали кабину "под себя". Однако, следует заметить, что это были строевые летчики, а не летчики-испытатели. В то же время лишь летчик-испытатель, имеющий не только высокую летную и тактическую, но и инженерную подготовку, знающий историю авиации и знакомый с прогнозируемыми перспективами ее развития, освоивший многие типы летательных аппаратов, способен наиболее полно и комплексно оценить правильность тех или иных решений, заложенных в конструкцию.

Пилотажно-исследовательский центр (дочернее предприятие ЛИИ) в конце 1990-х годов совместно с Иркутским авиационным производственным объединением и корпорацией "Аэрокосмическое оборудование" в инициативном порядке приступил к работам по формированию облика принципиально новой кабины самолета. Была поставлена цель: максимально приблизить кабину истребителя к потребностям летчика, решающего целевую задачу. Причем сделать это следовало наиболее естественным путем, с широким привлечением самых современных, а также перспективных технологий энерго-информационного обмена в системе "летчик - среда - летательный аппарат". Следует заметить, что сегодня для развертывания такой работы сложились благоприятные условия. Во-первых, упростился доступ к передовым зарубежным технологиям, что позволяет шире перенимать мировой опыт, а не идти "национальным путем". Во-вторых, начала складываться достаточно хорошая творческая кооперация с прогрессивно мыслящими лидерами отраслевой науки и производства - А.И.Федоровым (ИАПО), академиком Е.А.Федосовым (ГосНИИАС) и другими. В настоящее время к работам по этой программе проявили интерес Раменское приборостроительное конструкторское бюро, ОКБ П.О.Сухого и другие организации. В результате формируется оптимальный рабочий коллектив, способный справиться с задачами самой высокой степени сложности. Повышается интерес к работе и со стороны ВВС. При создании новой кабины поставлена цель выдавать летчику информацию в наиболее естественном виде - в форме зрительных образов. Пилот не должен читать текст на экране, в противном случае - это все равно, что на экране цветную картинку заменить ее черно-белым текстовым описанием. Для прочтения текста требуется относительно большее время, даже для лаконичных фраз. Где это только возможно, текстовая информация заменяется на образную. Например, если на борту возникает пожар правого двигателя, то на дисплее воспроизводится изображение самолета с горящим правым двигателем.

Там, где обойтись без текста просто нельзя (например, при выдаче рекомендаций в аварийной ситуации), текстовая информация должна выдаваться пошагово: выполнил одно действие - появляется команда на следующее. Летчик ничего не должен запоминать: перегружение его памяти избыточной информацией - верная предпосылка к совершению ошибки. Необходимо разгрузить его от решения второстепенных рутинных задач с одной стороны, дополняя возможности человека в плане сложных математических вычислений, беспристрастной оценки полетной и тактических ситуаций. В нынешнем виде информационно-управляющий комплекс, установленный на летающей лаборатории Су-30, решает четыре группы задач: пилотажные, навигационные, тактические, контроль за состоянием бортовых систем. Однако в дальнейшем на борту появится боевой комплекс (в частности, радиолокационная станция с фазированной антенной решеткой), что потребует подключения к работам и специалистов в области РЛС. При этом следует учитывать тот факт, что чем больше возможности бортового радара, тем выше требования, предъявляемые и к ИУП. Одна из ключевых задач программы - определить оптимальное сочетание функций, возлагаемых на человека и на машину, установить разумный предел, до которого целесообразно внедрять элементы "виртуальной реальности".

Программа может повлиять на формирование требований к новым технологиям в области авионики. В последнее время наблюдается своеобразная "мода" на двухместные самолеты класса истребитель. Возможно, это в какой-то

мере оправдано применительно к авиационным комплексам поколений "4" и "4+". Однако не нужно забывать, что введение второго члена экипажа никак не способствует улучшению летных характеристик самолета: возрастает масса, уменьшается относительный запас топлива, усложняется конструкция, в конечном итоге ухудшаются летные характеристики... Кроме того, вызывает большие сомнения возможность эффективного взаимодействия двух членов экипажа при ведении маневренного воздушного боя, характеризуемого высокими перегрузками и динамикой. Летчики хорошо это знают. Поэтому, перспективный многофункциональный истребитель должен быть только одноместным. Обязанности второго члена экипажа возьмет на себя электронный "помощник" летчика, который будет строго и адекватно работать на командира, не высказывая при этом собственного мнения. Однако летающая лаборатория, все же создана на базе двухместного самолета Су-30. Такое решение вполне оправдано. Второй член экипажа, сидящий сзади в штатной кабине, может подстраховывать летчика в передней кабине. В результате повышается надежность, достоверность и безопасность испытаний. Кроме того, существует возможность демонстрации нового информационно-управляющего поля в полете большому кругу летчиков. Информационное управляющее поле летающей лаборатории сформировано в настоящее время тремя многофункциональными цветными жидкокристаллическими индикаторами с кнопочным обрамлением МФИ-68 (формат 6x8 дюймов), расположенными на одном уровне в ряд, а также стандартным индикатором на лобовом стекле ИЛС-31. Осуществлен полный отказ от резервных групп электромеханических приборов. Внесены изменения и в органы управления - РУС и РУД.

Новая кабина создается с некоторой избыточностью функциональных возможностей, что позволяет при реализации опробованных на ЛЛ решений на серийных летательных аппаратах гибко выбирать те или иные варианты (с тремя, двумя или одним многофункциональным дисплеем, с одним или двумя пультами и т.п.). Большие перспективы открывает сочетание нового информационно-управляющего поля кабины с возможностями спутниковой навигации, обеспечивающей сверхвысокую (порядка метра) точность определения координат. В частности, на индикаторе может воспроизводиться виртуальная взлетно-посадочная полоса, рулежные дорожки и стоянки (конфигурация которых введена в память бортового компьютера), точно соответствующие тому, что летчик должен видеть из кабины самолета. Это позволяет рулить и (в перспективе) даже выполнять взлет и посадку при полном отсутствии видимости.

Применение компьютерных технологий для обработки видеоинформации, поступающей, например, от телевизионной или тепловизионной обзорно-прицельной систем, после цифровой "очистки" картинки позволит значительно повысить информативность, и, в сочетании с новыми крупноформатными дисплеями, придать им принципиально новые возможности.

Информационно-управляющее поле кабины, обрабатываемое в настоящее время на летающей лаборатории Су-30, является лишь первым этапом программы. В дальнейшем вместо трех индикаторов 6x8 (их суммарная площадь - порядка 900 кв.см) на самолете может быть установлено два индикатора большего формата с суммарной площадью около 1300 кв.см, и даже один большой экран, один жидкокристаллический индикатор размером около 21 дюйма по диагонали, что увеличит площадь информационного поля более чем в 1,5 раза. Одновременно с

этим на ЛЛ будет демонтирован ИЛС (который просто не умещается на приборной доске, полностью занятой гигантским дисплеем). Его функции возьмет на себя нашлемный индикатор, на который будет выводиться наиболее важная пилотажная и вся прицельная информация. Следует заметить, что по схожему пути идут и американские конструкторы, создающие многофункциональный боевой самолет пятого поколения JSF. На прототипе этой машины, разработанной фирмой Боинг (X-32) в кабине два крупноформатных индикатора, а на самолете фирмы Локхид Мартин X-35 - один индикатор большого формата. При этом на обоих самолетах отсутствует ИЛС.

Как и на новых американских и французских боевых машинах, в дальнейшем на ЛЛ Су-30 предполагается боковая малоходовая ручка управления. Предусматривается возможность последовательного наращивания потенциала комплекса. В частности, в его состав планируется интегрировать систему управления вектором тяги двигателей.

Элементы создаваемой унифицированной кабины нового поколения будут реализованы в ходе второго этапа модернизации самолетов ВВС Су-27, Су-30, Су-33, МиГ-29, МиГ-31 и других ЛА. Они могут использоваться и на перспективном авиационном комплексе фронтовой авиации, а также, в различных вариантах, на других летательных аппаратах. При этом самолеты могут быть как пилотируемые, так и беспилотными: внедрение искусственного интеллекта позволит в обозримом будущем создать эффективную беспилотную боевую машину, способную решать относительно широкий круг задач.

Организация вычислительных систем современных ЛА

Наступившие XXI столетие и третье тысячелетие все настойчивее ставят вопрос: какие летательные аппараты (ЛА) истребительной авиации обеспечат превосходство в воздухе? На поставленный вопрос следует однозначный ответ - ими станут истребители следующего, 5-го поколения, реактивной эры авиации. Провести четкую грань между поколениями ЛА трудно и не всегда возможно. Да и сама смена поколений процесс довольно медленный. Но в итоге всегда наступает момент, когда ни один новый самолет предыдущего поколения не находит сбыта на рынке.

Среди большинства специалистов по самолетостроению распространено мнение: формула главных качеств тактического истребителя 5-го поколения должна выглядеть как "5С" = "стремительность" + "скрытность" + "супервозможности" + "самозащита" + "системность". (указанные составляющие учитывают лишь главные, но далеко не все необходимые новые качества этого истребителя).

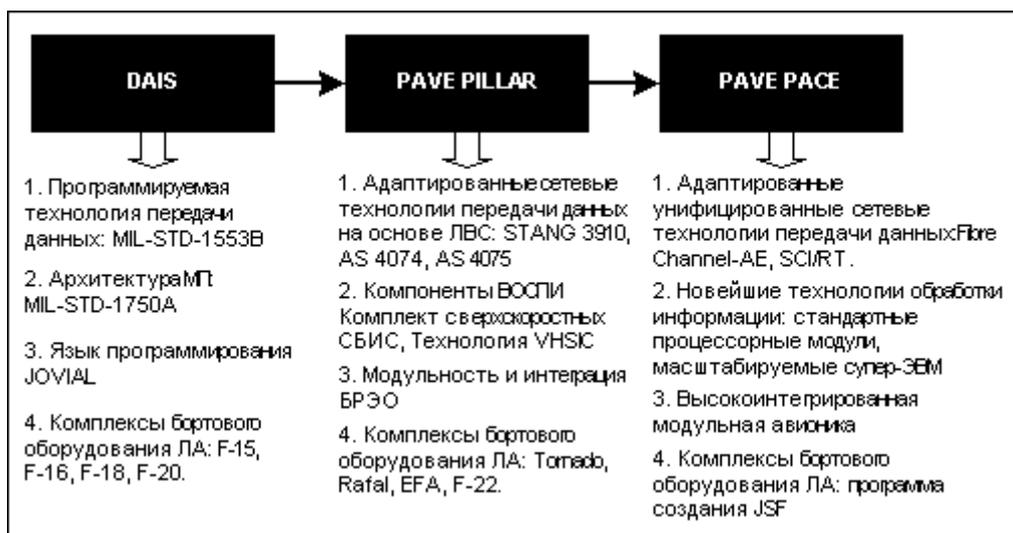


Рис.1. Основные зарубежные научно-технические программы

В числе составляющих этой формулы такие абсолютно необходимые для современного истребителя качества, как всепогодность действий, способность выполнять различные задачи днем и ночью, на фоне земли и т.д., все они стали нормой еще в предыдущих поколениях, в первую очередь, благодаря современным характеристикам информационных датчиков функционального оборудования для различных диапазонов апертур (радиолокационного, оптического). Необходимо отметить, что за рубежом последние 10-20 лет характеризуются завершением крупных научно-технических программ (DAIS, PAVE PILLAR и другие), которые в конечном итоге регламентировали принципы организации территориально-распределенной неоднородной многомашинной бортовой вычислительной системы (БВС) с "фиксированным" распределением реализуемых задач с определенными возможностями к ее реконфигурации на аппаратном уровне (рис. 1). Для объединения элементов многомашинной БВС используются стандартные цифровые соединения на основе специализированных технологий информационного обмена с использованием централизованного или децентрализованного методов доступа (MIL-STD-1553B, STANAG3910, AS4074, AS4075). Основные преимущества, которые обеспечиваются федеративно-централизованной организацией БВС с системной ориентацией, следующие:

Комплект бортового оборудования (КБО) определяется как сложная территориально распределенная система, состоящая из отдельных функциональных подсистем, связанных между собой стандартными информационными соединениями;

- разработка отдельных функциональных подсистем КБО осуществляется большей частью автономно различными фирмами-подрядчиками, а последующее их комплексирование обеспечивает функциональную интеграцию КБО в целом во всех режимах его эксплуатации;
- процесс обработки информации распараллеливается во времени в неоднородных по своей организации и характеристикам вычислительных средствах;
- разрабатываемое программное обеспечение имеет модульную организацию;
- обеспечивается возможность реконфигурации структуры в случае возникновения отказов в вычислительных средствах или функциональном оборудовании КБО;
- обеспечивается возможность модернизации и наращивания числа функциональных подсистем КБО практически без изменения топологии физических соединений на межсистемном (внутриобъектовом уровне).

Последнее положение особенно важно, так как по оценкам зарубежных специалистов в ходе жизненного цикла эксплуатации современного авиационного комплекса часто приходится производить несколько модернизаций его КБО.

Кроме того, в результате выполнения данных программ научных исследований был получен ответ на глобальный вопрос о возможности повышения эффективности и качества функционирования КБО и одновременно при этом, не усложняя его архитектуру, повысить надежность его функционирования, снизить стоимость технического обслуживания. Вместе с тем сохраняется обязательность

требований к возможностям модификации и масштабируемости (модульном наращивании) КБО, т.е. добавления в его состав новых подсистем, которые могли бы быть разработаны в будущем, что должно происходить с минимальными затратами.

Искомое решение сформировалось не столько в области повышения технических характеристик, качества и эффективности функционирования отдельных элементов КБО, сколько в области поиска новых концепций и возможных подходов к разработке архитектур КБО для перспективных ЛА, на основе следующих постулатов:

- функциональный анализ подсистем бортового оборудования показал, что может быть сформировано семейство устройств, получивших название унифицированных модулей (common modules), с помощью которых может быть реализовано более 90% программируемых и аппаратных функций КБО, при этом проводится линия их глубокой унификации;

- современный уровень развития электронных технологий позволяет реализовать отдельный общий модуль в виде одной или нескольких СБИС, а вычислительные средства функциональных подсистем могут реализоваться из той или иной совокупности общих модулей; те функции, которые не покрываются семейством общих модулей, реализуются посредством специализированных устройств, но таких специализированных модулей немного;

- программное обеспечение КБО необходимо продолжать строить по модульному принципу из общих и специализированных программных модулей;

- техническое обслуживание организуется на основе сменных блоков LRU (Line Replacable Unit), при этом в качестве единицы "физической" архитектуры был выбран общий унифицированный модуль, который, таким образом, одновременно и является LRU;

- помимо введенных выше различий функциональной и конструктивной архитектур КБО, на системном уровне предлагается также рассматривать еще и информационную архитектуру, а также архитектуру управления.

Архитектурная организации управления современными КБО включает четыре иерархических уровня:

- общесистемный уровень (уровень принятия системного решения летчиком);
- уровень взаимосвязанных функциональных подсистем;
- уровень датчиков и исполнительных органов;
- уровень обработки информации от подвижных авиационных подвешиваемых изделий.

При данном подходе к организации КБО летчик вместо функций "координатора" и "интегратора" взаимодействия различных подсистем реализует функции "системного управления", которые определяют лишь основные цели

функционирования всей системы и ограничения, а их реализацию на нижнем уровне осуществляет система управления, основу которой составляет БВС. Управляющая БВС ориентирована на принятие сотен решений исполнительного уровня, возлагая на лётчика принятие лишь самых ответственных, системных решений на уровне КБО в целом.

Регламентируемые концепции информационной архитектуры задают уровни и характер информационных связей (интерфейсов) между общими модулями внутри КБО (внутриобъектовые межсистемные связи). В соответствии с программой PAVE PILLAR в КБО реализуются трехуровневые иерархические информационные соединения:

- высокоскоростные локальные информационные связи между информационными датчиками и модулями специализированных процессоров;
- межмодульный (региональный) интерфейс, обеспечивающий соединения общих модулей между собой в пределах одной функциональной подсистемы или элемента обработки информации БВС;
- межсистемные (глобальные внутриобъектовые) соединения, обеспечивающие взаимные связи в пределах единого КБО.

В соответствии с зарубежными градациями функциональных взаимосвязей в КБО большинство существующих отечественных ЛА в части организации информационных связей могут быть отнесены к периоду до начала внедрения результатов программы DAIS. Зарубежные КБО в соответствии с архитектурой DAIS имеют ряд вышеуказанных преимуществ перед ними в рамках системного комплексирования. Первые КБО отечественных ЛА могут быть отнесены к уровням 10В и 1.42-1.44 архитектуры программы DAIS. Разработка КБО данных ЛА, возможно, будет завершена в ближайшем будущем или же будет осуществляться модернизация изначальных КБО на основе применения новейших принципов организации авионики. Таким образом, данное положение определяет необходимость детальной проработки возможностей применения элементов магистрально-модульной архитектуры БВС на базе стандартного канала по ГОСТ 26765.52-87 со скоростью передачи данных 1 Мбит/с и возможного применения его функционального расширения по ГОСТ Р 50832-95 (скорость передачи данных не менее 20 Мбит/с), которое может быть использовано при модернизации КБО летательных аппаратов МО РФ. Подобная архитектура по сравнению с теми, которые находятся в эксплуатации, бесспорно, имеет ряд преимуществ с точки зрения интеграции борта в целом.

В общем, необходимо отметить, что авиационные БВС современных КБО, находящиеся в эксплуатации, имеют системно-ориентированную детерминированную структурную организацию. Вычислительный ресурс этих БВС регулярно распределен между информационными каналами КБО посредством организации отдельных подсистем, причем перераспределение задач между подсистемами при построении КБО на системном уровне не предусматривается, что не обеспечивают достаточной и гибкой интеграции бортового оборудования. Обычно реализуется лишь дублирование наиболее важных задач, решаемых вычислительными средствами верхнего уровня. Процесс совершенствования характеристик КБО и его БВС не может также постоянно продолжаться

посредством наращивания количества используемых неоднородных ЭВМ даже при одновременном совершенствовании их технических характеристик.

Кроме того, невозможна полномасштабная адекватная адаптация функциональных ресурсов БВС к различным ситуационным изменениям внешней обстановки. Настоящее положение объясняется, в частности, исторической, и правомерной для своего времени, ориентацией на применение физических магистральных соединений. При этом возможность программного управления потоками информации (программная коммутация) не полностью реализуется в архитектурах современных распределенных КБО. На рубеже 90-х годов ресурсы подобных БВС оказываются недостаточными в части эффективности организации управления КБО при изменениях внешней обстановки. Для таких БВС характерно нерациональное использование ресурсов СВТ, что, как следствие, приводит к неоправданно высоким габаритно-весовым и энергетическим характеристикам. Их основные качества, принципиально изменившие в свое время подходы к комплексированию бортового оборудования и стимулировавшие развитие цифровой авионики, перестали отвечать постоянно возрастающим требованиям к КБО ЛА.

В настоящее время в рамках новой научно-технической программы PAVE PACE осуществляется продолжение исследований и реализации технических идей, определенных в программе PAVE PILLAR,. Результаты данных исследований являются основой проектирования перспективных КБО ЛА следующего поколения, в том числе и JSF (Joint Strike Fighter). Концепции создания авионики для подобных перспективных ЛА коренным образом будут отличаться от принципов, используемых при разработках современных КБО.

3.9. Организация средств информационного обмена

Особенное внимание в обеспечении вышеуказанных концепций необходимо уделить перспективным средствам информационного обмена (СИО), которые при осуществлении их унификации обеспечат необходимые характеристики и необходимую динамическую модификацию архитектуры БВС в целом. Для передачи, хранения и обработки все возрастающих потоков передаваемых данных архитектурная организация средств информационного обмена должна постоянно развиваться. Например, сигналы от аналоговых датчиков в настоящее время преобразуются в цифровые потоки уже на ранней стадии их обработки, при этом, благодаря повышению частоты квантования удается повысить объем собираемой информации (более 100Мвыборок/с). Таким образом, комплексирование на уровне датчиков обуславливает концентрацию обрабатываемой информации в централизованных, высокопроизводительных процессорах цифровой обработки сигналов. Также все чаще требуется преобразование аналогового видеосигнала в цифровую форму.

Высокая пропускная способность также необходима для обеспечения межпроцессорных соединений. Например, системы с распределенной памятью требуют обеспечения взаимодействия и организации связей с чрезвычайно малыми временными задержками. Процессоры с равнодоступной памятью предполагается применять при реализации параллельных процессорных систем и технологии коммерческих суперкомпьютеров, с помощью которых возможно интенсифицировать вычисления, критические для выполнений задач авионики.

Все эти изменения в характеристиках внешней информационной обстановки влияют на выбор сетевых средств передачи информации для КБО перспективных ЛА. При выборе организации перспективной сетевой магистрали, рассчитанной на эксплуатацию в "жестких" условиях реального времени, необходимо принимать во внимание следующие требования к ее функциональным характеристикам, которые должны обеспечивать:

- соответствие современным коммерческим стандартам общего применения;
- рыночную жизнеспособность и использование коммерческих компонентов;
- нечувствительность в широком диапазоне к длинам соединений при передаче информации, а также отказоустойчивость и ремонтпригодность применяемых топологий физической среды;
- поддержку последовательных и параллельных физических систем связей, реализуемых с малым числом физических контактных соединений;
- поддержку различных топологий физической среды на основе распределенных и централизованных переключательных модулей, электрических и оптических реализации физической среды;
- поддержку специализированных ("жестких") условий эксплуатации системы;
- поддержку высокой технической скорости передачи данных и малого времени задержки;
- парадигмы передачи сообщений сетевого характера и передачи данных в общей распределенной между процессорными модулями памяти;
- масштабируемость и наращиваемость вычислительных характеристик в системах;
- поддержку функционирования в режиме реального времени;
- формирования изохронных видеоизображений;
- низкую стоимость/эффективность масштабируемых вычислительных средств в широком смысле слова.

Соответствие международным стандартам гарантирует совместную взаимозаменяемость изделий, поступающих от различных производителей. Кроме того, обеспечивается переносимость систем и снижается риск необходимости использования уникальных реализаций. При этом соответствие международным стандартам может потерять всякий смысл, если коммерческий стандарт не поддерживается техническими реализациями достаточного числа разработчиков.

Широкое применение адаптированных коммерческих стандартов на интерфейсы, в противоположность использованию узкоспециализированных, военных, обеспечивает дополнительные выгоды при снижении стоимости благодаря большому количеству разработок на рынке вычислительных средств. Сроки проектирования системы, ее модернизации и комплексирования, а также общая стоимость СИО могут быть значительно уменьшены. Модернизация

системы может быть выполнена посредством приращений функциональных характеристик и без потребности коренного реконструирования системы в целом.

Организация последовательных или параллельных связей, использующих небольшое число контактов объединительной панели, необходима для того, чтобы уменьшить насыщенность (степень интеграции) и, тем самым, уязвимость системы по отношению к отказам контактов в соединениях. Одновременное применение электрических и оптических физических связей необходима для поддержки всего диапазона требований, которым должны отвечать связи унифицированных систем передачи данных. Электрические реализации являются самыми дешевыми (в настоящий момент времени) и более всего подходят для межмодульных связей внутри крейта. Оптические связи устойчивы к электромагнитному излучению и могут реализовать "длинные" связи (порядка единиц км). Длинные соединения типа "крейт-крейт" и "датчик-крейт" желательно реализовать в виде оптических последовательных соединений.

Повышение скорости передачи данных обуславливает необходимость отказа от единого физического моноканала и переход к использованию локальных физических связей типа "точка-точка", а также повсеместного использования синхронных принципов передачи данных для обеспечения минимальных временных задержек и оптимальных параметров передаваемых сигналов в среде (рис.2).

Общее требование к отказоустойчивости связей заключается в том, что отказы соединений должны иметь высокую вероятность обнаружения и локализации, при этом никакой единичный отказ не должен отключать целое соединение (в некоторых случаях может быть недопустимо потерять целую секцию соединений). В общем случае, это требует введения избыточных связей и некоторой организации парирования отказов. Сетевая магистраль с перспективной организацией передачи данных должна поддерживать простые процедуры изменения состава объединяемых функциональных узлов посредством их подключения или отключения. Учитывая условия эксплуатации авиационных и подвижных систем, сетевая магистраль должна надежно работать в требуемых диапазонах рабочих температур и механических нагрузок.

Масштабируемость связей (возможность гибкого изменения топологии) необходима для реализации многочисленных дополнительных функций, которые могут появиться по прошествии значительного периода времени (тридцать лет или более) эксплуатации КБО ЛА. Это также необходимо для возможности применения новых компонентов, созданных на основе более новых высокопроизводительных технологий, которые будут несомненно разработаны в течение периода эксплуатации. Масштабируемый протокол связей должен обеспечивать возможность подключения и обслуживания систем с невысокими информационными характеристиками. В случае возрастания требований к пропускной способности с их стороны необходимо также одновременно поддерживать обслуживание информационно емких систем.

Одни типы связей, используемые для соединений в системах с распределенной памятью, должны обеспечивать скорости передачи данных на уровне нескольких Гбит/с для перспективных технологий процессоров. Другие же типы связи, используемые для соединений в сетях обработки видеосигналов, должны обеспечивать величину скорости передачи меньше 1Гбит/с. Таким

образом, унифицированная сеть должна эффективно поддерживать изменения требований к скорости передачи данных.

Сетевая магистраль также должна передавать данные с небольшими задержками для обеспечения предсказуемости откликов, что необходимо в режиме реального времени систем военного применения. Для формирования изображений в реальном масштабе времени перспективная сетевая магистраль должна обеспечивать малые задержки и при "жестких" ограничениях на максимально допустимое время передачи данных. Малые задержки необходимы как в системах с распределенной памятью, так и в системах передачи сообщений, которые используют одну и ту же сеть для потоков информации контроля, и управления, а также потока данных как того требует унифицированный протокол связей.

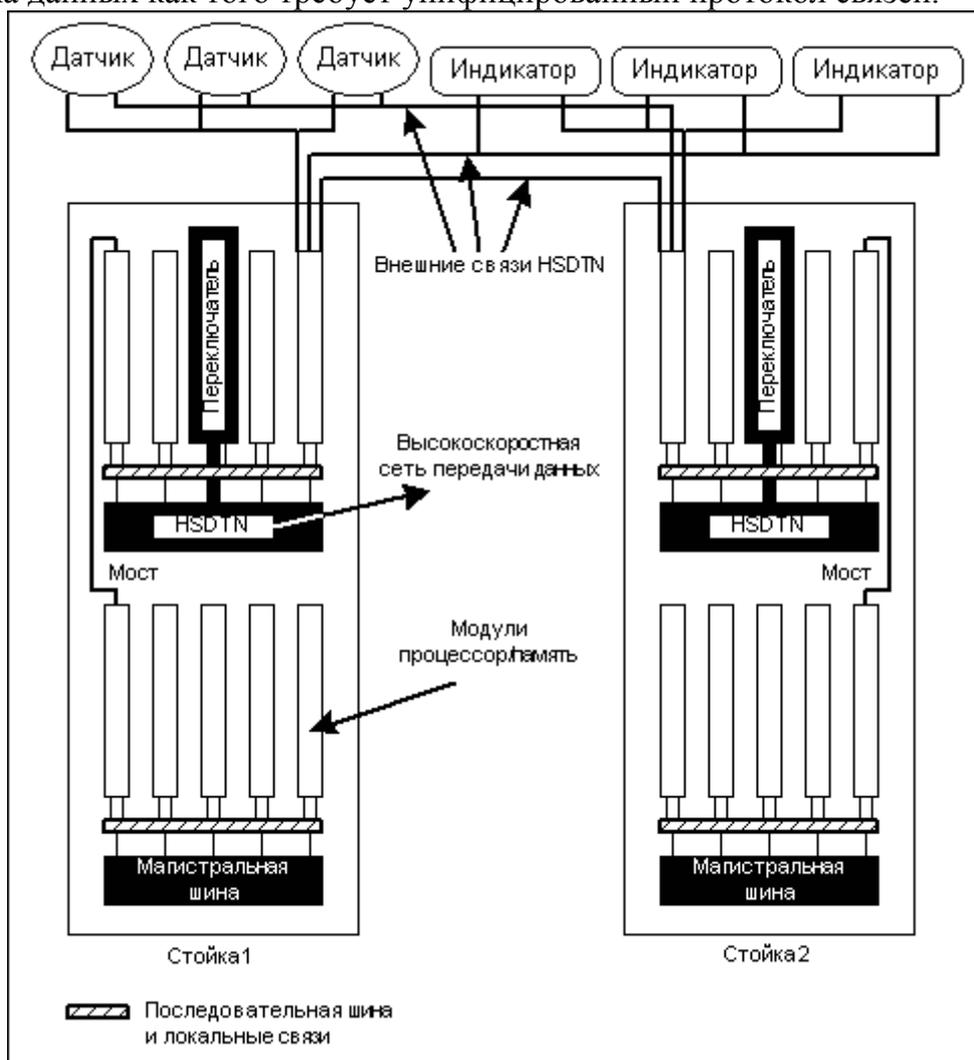


Рис. 2. Реализация модульной открытой архитектуры в соответствии с программой NGCR на межмодульном и межстоечном уровнях

В системах передачи сообщений большое время задержки в связях часто приводит к очень низкой эффективности функционирования параллельных процессоров. Эксперименты, проводимые при использовании передачи сообщений в коммерческих параллельных системах процессоров, доказали, что даже умеренная величина задержки в связях может иметь разрушительный эффект для эффективного функционирования высокоскоростных процессоров.

Обеспечение режима реального времени (предсказуемость функционирования во времени) необходимо для того, чтобы обеспечить своевременную доставку высокоприоритетных команд и данных управления в случае их смешения в едином потоке с большими трафиками низкоприоритетных сообщений. Это может быть выполнено с помощью следующих подходов:

- применения уникальных топологий связей (например, использования централизованных или распределенных переключателей);
- выбора физической топологии и характеристик, обеспечивающих малую суммарную информационную загруженность СИО;
- различных способов планирования (дисциплин обслуживания) передачи данных.

Понятие эффективности/стоимости может быть более широким и подразумевает намного больше, чем просто стоимость соединений. Данное понятие включает возможность:

- предотвращения значительного увеличения стоимости при изменении характеристик будущих модификаций вычислительных средств;
- предотвращения увеличения стоимости путем поддержки парадигмы универсальности программирования, которая предполагает возможность сдерживания роста стоимости на множестве архитектур КБО путем устранения избыточных аппаратно-программных средств сопряжения;
- устранения переходных интерфейсных модулей в виде мостов и шлюзов.

Таким образом, возникает проблема выбора перспективной организации обмена в качестве единой унифицированной сети межсоединений бортовой авионики.

Анализ широкого спектра сетевых архитектур информационного обмена в качестве перспективных кандидатов на различные применения позволяет сделать следующие выводы. Глобальные (WAN Wide Area Network) и городские (MAN Metropolitan Area Network) сети рассчитаны на большие расстояния, чем это требуется для организации бортовых систем. Шины уровней объединительной панели или ввода/вывода также не могут быть использованы, поскольку предназначены для реализации систем с сильно связанными компонентами, расположенными в непосредственной близости друг от друга. Таким образом, наилучшими кандидатами на роль перспективной сетевой магистрали остаются архитектуры передачи данных, используемые в локальных сетях. А наиболее перспективной базовой информационной технологией передачи данных, на основе которой могут быть реализованы единые унифицированные сетевые соединения перспективной авионики является "волоконный канал" Fibre Channel (FC). Таким образом, в случае, если все (большинство) бортовых передатчиков/приемников информации в авионики перспективных ЛА будут объединены единой информационной сетью, то она должна обладать следующими характеристиками:

- эффективной рыночной стоимостью и коммерческой жизнеспособностью;

- возможностью применения различных топологий физической среды;
- такими функциональными параметрами, как:
 - масштабируемая техническая скорость передачи не менее 1 Гбит/с на узел;
 - малая величина задержки доступа к среде (менее 1 мкс);
 - небольшой формат заголовка для наиболее часто используемых типов транзакций;
 - одинаковая эффективность передачи коротких и длинных по размеру сообщений;
 - малая величина разрядной ошибки ($P_{ош} = 10^{-12}$ ош/бит);
 - небольшой формат синхропреамбулы при использовании принципов асинхронной передачи данных;
 - применение различных дисциплин обслуживания при передаче данных;
 - поддержкой таких физических и экономических характеристик устройств, как:
 - мультипортовый физический интерфейс (2 и более портов на устройство);
 - низкий уровень потребляемой мощности ($2 \div 3$ Вт);
 - небольшие геометрические размеры (менее 3 дюйм²);
 - низкая стоимость аппаратных средств (менее \$100);
 - технологическая адаптивность к:
 - будущим поколениям процессорных технологий;
 - будущим поколениям технологий физической среды передачи информации;
 - будущим достижениям в технологии создания интегральных схем;
 - возможность передачи информации всех типов (командной, управляющей, тестовой, технического обслуживания, информации от датчиков, видеoinформации Каналы последовательного кода (ПК) по ARINC-429 используются для передачи цифровых данных между элементами систем авиационной электроники. На бортах летательных аппаратов, гражданских и военных, до 75% цифрового межсистемного обмена приходится на каналы интерфейса ARINC-429, таким образом, этот интерфейс является основным «интеллектуальным» связующим звеном в системах авиаэлектроники.

С введением новых систем и аппаратов функции каналов ARINC-429 частично передаются на мультиплексные каналы на основе стандарта MIL-STD-1553B (ГОСТ 26765.52-87), но и на долю каналов ARINC-429 работы хватит еще на добрый десяток лет.

Стандарт ARINC-429 и его отечественные аналоги ГОСТ18977-79 и РТМ 1495-75 описывают вид, параметры сигналов, структуру кодов и протоколы сообщений.

В основу интерфейса заложен вид биполярного двухфазного сигнала (в специальной литературе описывается как RZ-код), передаваемого по бифилярной экранированной линии связи. Передача осуществляется на стандартизованных частотах (период-Т), 32-х разрядными словами ПК, включающими адресную и информационную части, и 32-й разряд - бит контроля по четности (Sum). Слова разделяются обязательной «паузой» - отсутствием сигнала в линии в течение 4-40Т, которая определяет окончание слова ПК (см. рис. 3).

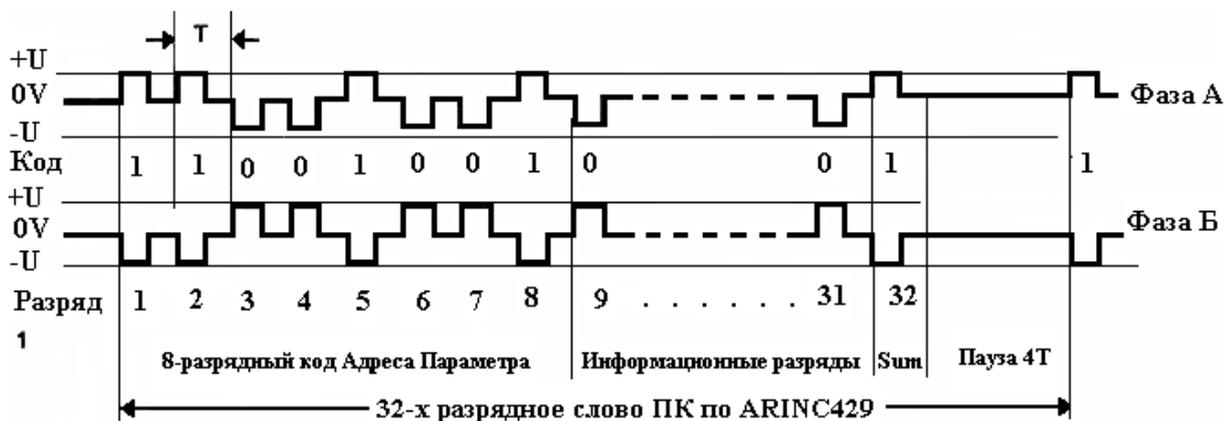


Рис.3. Вид сигналов и структура слова последовательного кода по ARINC – 429

Биполярный сигнал RZ (рис. 3) обладает лучшими, по сравнению с униполярным RZ-кодом, энергетическими характеристиками. Единица представлена положительным уровнем напряжения, нуль—отрицательным. Средняя мощность равна $A^2/4R$, т. е. половине средней мощности униполярного сигнала, хотя перепад уровней тот же самый. Код имеет два недостатка:

Ретрансляторы и приемники способны надежно восстановить синхронизирующую временную сетку только тогда, когда паузы между импульсами не слишком велики. Появление очередного импульса после незначительной паузы позволяет каждый раз корректировать «ход часов» ретранслятора или приемника. С увеличением паузы надежность «службы времени» этих устройств падает. Например, после передачи серии из 10 тыс. нулей приемник не сможет точно определить, находится ли последующая единица на позиции 9999, 10000 или 10001. Другими словами, при передаче достаточно большой последовательности нулей приемник (или ретранслятор) теряет синхронизацию с передатчиком (или ретранслятором).

Отсутствие возможности оперативной регистрации ошибок, таких, как пропадание или появление лишних импульсов из-за помех.

Эти недостатки ликвидируются введением избыточности, а именно скорость передачи сигналов по линии выбирается равной скорости передачи информации, однако вводятся дополнительные электрические уровни. В данном случае – «нулевого» уровня. А также использованием двух фаз.

Интерфейс ARINC-429 называется радиальным, т.к. в интерфейсе обычно к одному каналу подключен только один передатчик, а каждая принимающая система должна иметь свою радиальную физическую линию связи с этим передатчиком (соединение типа звезда). Наличие в структуре кода 8-разрядной адресной части позволяет передавать в канале до 256 различных параметров. Адрес параметра, структура информационной части кода и протокол строго определяются стандартом.

Классическая схема, реализующая один канал ПК ARINC-429, включает не менее 75-ти триггеров различного типа, что при построении 8-ми канального контроллера еще не в такие далекие времена, да еще на отечественной элементной базе, было непозволительной роскошью, поэтому первые контроллеры строились с многоканальными коммутаторами на входных каналах и минимальным

количеством выходных каналов, работающих на несколько переключаемых передатчиков.

На рис.4 приведена классическая схема одноканального входного преобразователя ПК по ARINC-429, на входах его приемника может быть установлен аналоговый коммутатор на любое количество каналов, но в каждый момент времени «слушается» только один канал, информация других каналов безвозвратно теряется, что в системах реального времени (СРВ), особенно авиационных, не всегда допустимо.



Рис.4. Пример построения схемы входного преобразователя ПК по ARINC – 429
 GI – вход от Генератора Импульсов; D,C – выход данных, синхросигнала приемника;
 F – частота опроса паузы.

Такой контроллер занимал значительные ресурсы времени центрального процессора (ЦП), о канальном процессоре тогда не могло быть и речи, и все равно не справлялся с задачей организации потоков информации в СРВ системах, так как доступ к каналам осуществлялся в режиме разделения во времени.

В конце восьмидесятых годов в Соединенных Штатах фирмой HARRIS был разработан комплект БИС контроллера ARINC-429, включающий собственно БИС контроллер на два входных и один выходной канал ПК (HS3282) и ИС аналогового передатчика ПК (HS3182). Контроллер имел встроенные приемники ПК и FIFO выходного канала на 16 слов ПК, управление и обмен информацией с контроллером осуществлялся через специализированную шину портов-регистров контроллера и функциональные входы БИС. В дальнейшем за рубежом появлялись новые разработки, но в основе они повторяли первый контроллер фирмы HARRIS. С повышением интеграции компонентов обозначилась стандартная структура построения многоканального контроллера ARINC-429 с включением канального процессора и обменом с ЦП через ОЗУ двойного доступа (ДД) или в режиме прямого доступа (ПД). Но все эти достижения до последнего времени по понятным причинам, были недоступны отечественным разработчикам, тем более что большинство зарубежных разработок имели военное применение.

Отечественные ОКБ за период 1997-99 годов разработали и производят целые семейства адаптеров ARINC-429 для авиационной аппаратуры.

Первой разработкой был контроллер MPC429-1 конфигурации 4R/4T с производительностью 800 Кбит/сек., выполненный в стандартном конструктиве MicroPC для 8-разрядной шины ISA на трех БИС FLEX- логики Фирмы ALTERA. Каждый канал имел буфер данных на одно слово ПК, при приеме ПК или готовности выдачи, контроллер формировал прерывание шине ISA, обмен с ЦП, в

том числе и настройка каналов на частоту ПК, осуществлялась через регистры контроллера в области портов шины ISA. Приемно-передающий тракт контроллера был выполнен на отечественных гибридных микросборках АП003, АП004.

Следующей разработкой был адаптер MPC429-2 конфигурации 8R/4T с производительностью 1000 Кбит/сек., выполненный в том же стандарте MicroPC 8-разрядной шины ISA. Его характеристики отличались не только количеством каналов, но прежде всего большей «интеллектуальностью» - контроллер имел буферное ОЗУ емкостью 32К байт, куда записывались и хранились принятые и выдаваемые данные слов ПК, в ОЗУ же располагались регистры управления каналов ПК для задания режимов приема-выдачи.

Контроллер обеспечивал следующие режимы приема-выдачи ПК:

- программную настройку каналов на режим контроля нечетности и частоту приема-выдачи ПК;

- прием ПК по адресу параметра (АП), когда принятые данные записывались в буферную зону ОЗУ, закрепленную за каждым каналом в соответствии с адресом АП принятого слова ПК, при приеме ПК с программно-заданным кодом АП контроллер формировал прерывание шине ISA;

- прием ПК по счетчику слов (СС), когда принятые ПК записывались в ту же зону ОЗУ последовательно по мере поступления, при приеме программно-заданного количества слов формировалось прерывание шине ISA;

- выдача ПК, однократная или непрерывная, в режиме программного расписания (ПР), когда программно задается число слов ПК в кадре выдачи, а данные выдачи берутся из буферной зоны ОЗУ по адресу таблицы ПР, которая как и буфер данных располагается в зонах ОЗУ, закрепленных за каждым выходным каналом. Программное расписание задается пользователем при инициализации режима выдачи и ставит в соответствие значение номера слова выдачи - адресу ОЗУ, где хранится параметр выдачи, при выдаче программно-заданного количества слов ПК контроллер формирует прерывание шине ISA.

Обмен процессора с регистрами и ОЗУ контроллера осуществлялся через порты шины ISA контроллера. Приемники-передатчики ПК выполнены на прошедших проверку опытных образцах отечественных твердотельных ИС 1567АП1, АП2.

Все вышеперечисленные устройства, производимые отечественными ОКБ, при изготовлении проходят проверку на работоспособность в различных режимах работы по техническим условиям (ТУ), в т.ч. с реальной нагрузкой, проверка осуществляется в рамках тестового программного обеспечения (ПО), которое содержит также пользовательские драйверы для DOS и WINDOWS приложений и примеры построения рабочих программ с использованием этих драйвера.

Для локального многоточечного соединения распределенных подсистем специального назначения широко применяются стандартизированные интерфейсы последовательных мультиплексных (магистральных) каналов (МК) типа MIL-1553В, MIL-1773. Интерфейсы обеспечивают расширенные режимы адресации, включая широковещательный режим, защиту от помех и идентификацию ошибок передачи.

В состав МК входят контроллер (К), оконечные устройства (ОУ) в количестве до 32, линии передачи информации. *Контроллер*, обычно входящий в состав ЭВМ, управляет обменом информацией, осуществляет сопряжение с линией

передачи и контроль передачи информации, состояния ОУ и самоконтроль. *Оконечное устройство* принимает и выполняет адресованные ему команды контроллера, осуществляет сопряжение подключенного оборудования с линией передачи информации, контролирует передачу информации, производит самоконтроль и передает результаты контроля в контроллер.

Обмен информацией осуществляется по принципу команда-отчет с временным разделением сообщений. Информация передается в МК в виде сообщений, состоящих из *командных* (КС), *информационных* (ИС) и *ответных слов* (ОС).

В МК предусмотрены три вида передач сообщений:

от К к ОУ;

от ОУ к К;

от ОУ к ОУ.

Порядок следования сообщений произвольный.

Форматы сообщений при передаче информации:

1) от К к ОУ— (КС, ИС, ..., ИС, Т1, КС, Т3);

2) от ОУ к К— (КС, Т2, ОС, ИС, ..., ИС, Т3);

3) от ОУ к ОУ— (КС, КС, Т2, ОС, ИС, ..., ИС, Т1, ОС, Т3),

где Т1, Т2, Т3 — времена соответствующих пауз (Т1 — между последним ИС массива и ОС; Т2 — между КС и ОС; Т3 — между последним ИС или КС и КС следующего сообщения).

Формат командного сообщения (приказа) от К к ОУ — (КС, Т2, ОС, Т3).

Информационные сообщения передаются пословно или массивами длиной до 32 слов. *Передача информации* осуществляется последовательным цифровым кодом по общей линии МК, асинхронным способом с выделением синхронизирующих сигналов из принимаемого кода в полудуплексном режиме.

Формат К.С, ИС, ОС (в разрядах): С—синхросигнал (3), информация— ($2^{15} \dots 2^0$), Р—контроль по нечетности (1).

Информация длиной более 16 разрядов передается последовательно в двух словах, в первом — с большим весом, во втором — с меньшим весом, неиспользованные разряды — в виде лог. 0.

Командное слово содержит следующие поля (разряды): адрес ОУ (5); признак «прием/передача» (1); поадрес/режим управления (5); число информационных слов/код режима управления (5).

Каждому ОУ присваивается один из 32 адресов, за исключением адреса 31, зарезервированного для специальных целей (широковещательного режима). Поадрес используется для указания адреса вводимой/выводимой информации. Код 0 поадреса указывает ОУ, что поле числа слов содержит код команды управления.

Число информационных слов указывается ОУ в двоичном коде, причем коду 0 соответствует число 32. Команды и коды режима управления приведены в табл. 3 и используются с учетом функционального назначения ОУ или К. *Информационное слово* содержит следующие поля (в разрядах): С (3); информацию (16). *Ответное слово* содержит следующие поля (в разрядах): С (3); адрес ОУ (5); признаки состояния (11).

Поле признаков состояния содержит следующие разряды:

- «ошибка в сообщении» (указывает наличие/отсутствие достоверности принятого ОУ предыдущего сообщения);

- «подсистема занята» (при лог. 1 сообщает К, что подсистема не может передать данные ОУ);

Таблица 1.

Команды режима управления

Наименование	Обозначения	Код
Принять управление каналом	ПУК	00000
Передать ответное слово	ПОС	00001
Провести самоконтроль	ПС	00010
Блокировать передатчик	БП	00011
Разблокировать передатчик	РП	00100
Установить исходное состояние	УИС	00101
Резерв	–	00110...11111

- «принято управление каналом» (при лог. 1 сообщает в ответ на соответствующую команду, что другой К, выполняющий в данный момент функции ОУ, принял управление каналом);

- «неисправность окончного устройства» (при лог. 1 сообщает К о неисправности ОУ); разряд контроля по нечетности, который используется обычным образом.

Команда ПУК указывает К, работающему в данный момент времени как ОУ, на то, что он должен принять управление каналом. Контроллер, приняв адресованную ему команду, выдает ОС, в котором устанавливает соответствующий разряд в поле признаков состояния, после чего берет управление МК. Если К указывает в ОС, что он не принимает команду, то К, передавший команду, продолжают осуществлять управление МК.

По команде ПОС окончное устройство передает ответное слово, по ПС – проводит самоконтроль, по БП – блокирует передатчик, соединенный с резервной шиной, производит установку необходимых схем и узлов в исходное состояние.

Сообщения передаются без пауз между КС при передаче от ОУ к ОУ; КС и первым ИС массива при передаче от К к ОУ; ИС массива; ОС передающего ОУ и первым ИС массива.

При передаче сообщений паузы T1, T2 должны быть (в интервале от 2 до 10 мкс) между: КС и ОС (T2); последним ИС массива и ОС (T1). Пауза T3 между последним ИС или ОС сообщения и КС следующего сообщения — не менее 2 мкс.

В качестве кода передачи информации применяется биполярный двухуровневый фазоманипулированный код без возвращения к нулю, так называемый код Манчестер-II. Скорость передачи составляет 1 Мбит/с±0,1 %. Манчестер-II является кодом, в котором скорость передачи сигналов по линии выбирается большей, чем скорость передачи информации, без использования дополнительных электрических уровней сигналов.

Слово, принятое К или ОУ, должно удовлетворять следующим требованиям:

- началом слова является синхросигнал (3 бита):
- 17 информационных сигналов соответствует используемому коду (Манчестер-II);
- 16 разрядов слова удовлетворяют проверке на нечетность.

При несоответствии принятого слова этим требованиям оно считается недостоверным. В этом случае в ответном слове устройства устанавливается лог. 1 в разряде «ошибка в сообщении».

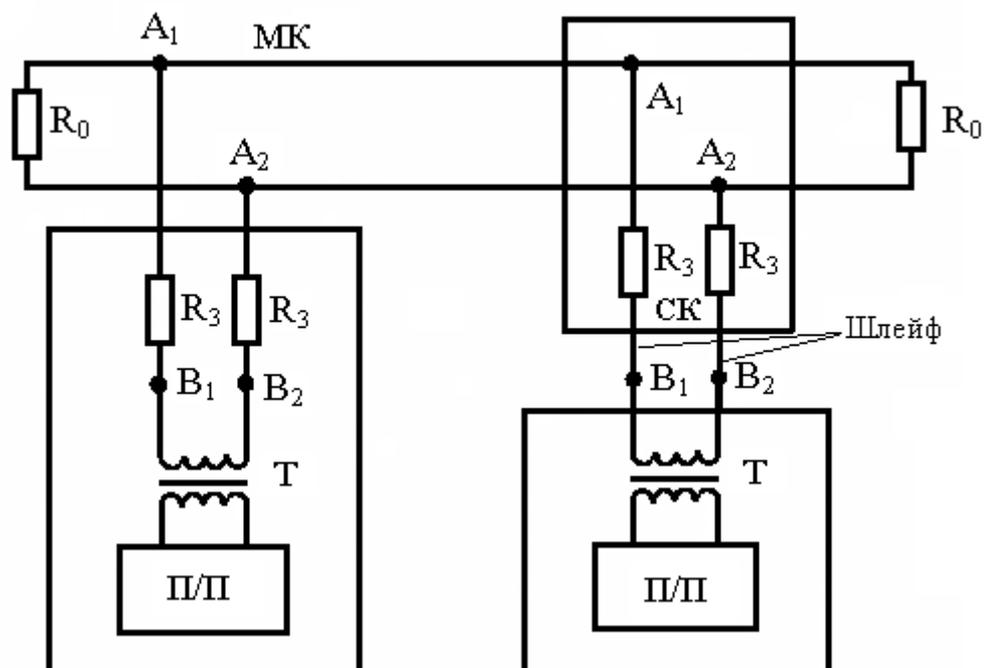


Рис. 5. Схема подключения к магистральному каналу MIL STD 1553B

Контроллер повторно производит передачу сообщения, если: ОС, поступившее в К, содержит лог. 1 в разряде «ошибка в сообщении»; принятая К информация недостоверна; ОС не поступает в К в течение 10 мкс после передачи им КС или последнего ИС, после передачи К второго КС или после передачи ОУ последнего ИС. Число повторных передач сообщений и формирование признака отказа оборудования определяется в зависимости от функционального назначения системы (комплекса).

Линия связи представляет магистральную шину (рис.5) с ответвителями (шлейфами), согласованную с обеих сторон резисторами $R_0=75\ \text{Ом} \pm 5\%$. Подключение к МК осуществляется с соединительной коробкой (СК) или без нее через схему, содержащую защитные резисторы ($R_3=56\ \text{Ом} \pm 5\%$), трансформатор гальванической развязки (Т), приемник/передатчик (П/П).

К МК длиной не более 100 м обычно подключается не более 32 шлейфов длиной не более 6 м каждый. В специальных случаях возможно подключение до 64 ОУ при длине шлейфов не более 0,1 м, входном сопротивлении П/П не менее 6 кОм, длине МК до 120 м с волновым сопротивлением $\rho=150\ \text{Ом}$.

Кабель линии передний выполняется в виде симметричного экранированного кабеля на основе витой пары проводов с волновым сопротивлением $\rho=75\ \text{Ом} \pm 10\%$. Волновое сопротивление кабеля шлейфа — $150\ \text{Ом} \pm 10\%$. Затухание сигналов на 1 м длины кабеля на частоте 1 МГц – не более 0,03 дБ при электрической емкости не более 90 нФ. Число скруток жил на 1 м длины кабеля — не менее 40 для кабеля с $\rho=75\ \text{Ом}$ и не менее 25 для кабеля с $\rho=150\ \text{Ом}$.

Вид электрических сигналов передачи информации соответствует требованиям рис. 6. Сигналы, поступающие от передатчика в МК: диапазон изменения полного размаха сигнала – 3...10 В, длительность полуволны информационного сигнала – 0,50 мкс $\pm 5\%$; длительность фронта и среза – 0,1...0,15 мкс.

Единица кодируется отрицательным перепадом сигнала в середине битового интервала, нуль – положительным перепадом. На границах битовых интервалов сигнал, если это необходимо, меняет значение, «готовясь» к отображению очередного бита в середине следующего битового интервала. Поскольку число положительных и отрицательных импульсов на любом достаточно большом отрезке времени равно (отличается не более чем на один импульс, что не имеет значения), постоянная составляющая равна нулю. Подстройка часов приемника или ретранслятора производится при передаче каждого бита, т. е. снимается проблема рассинхронизации. Спектр сигнала содержит только две логические составляющие: F и $2F$, где F – скорость передачи информационных бит. Наличие только двух (а не трех или более) электрических уровней напряжения позволяет надежно их распознавать (хорошая помехозащищенность).

Критерием ошибки может являться «замораживание» сигнала на одном из уровней на время, превышающее время передачи одного информационного бита, поскольку независимо от передаваемого кода сигнал всегда «колеблется» и никогда не «замирает». Плата за эти чрезвычайно полезные качества – удвоение требуемой пропускной способности связной аппаратуры.

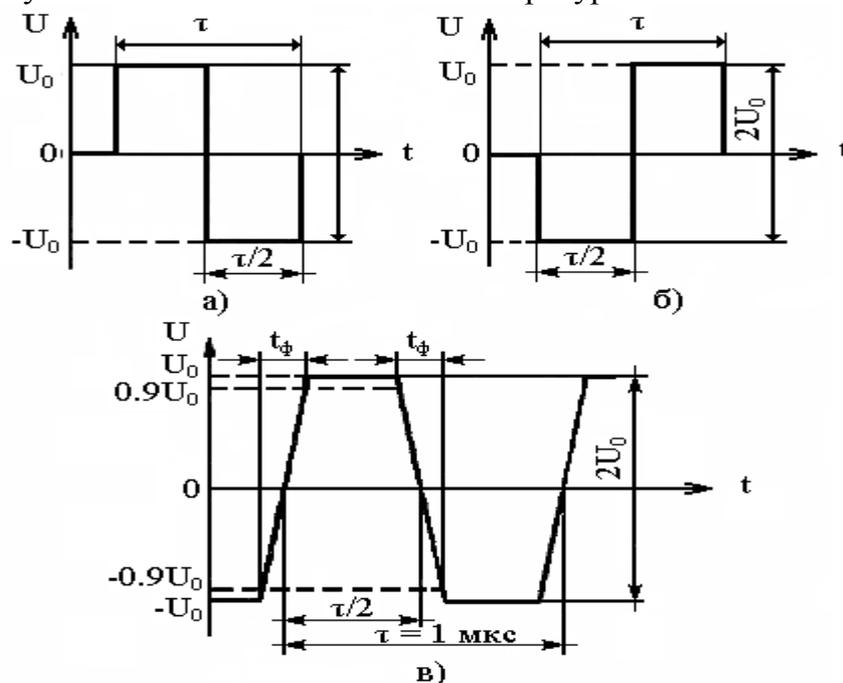


Рис. 6. Сигналы передачи информации в магистрали MIL STD 1553В

а – лог. 1; б – лог. 0; в – форма сигнала.

Сигналы, поступающие из М.К на вход приемника (а точках В1, В2): диапазон изменения полного размаха сигнала—1,..10 В; форма сигналов — от прямоугольной до синусоидальной; входное сопротивление— не менее 2 кОм в диапазоне частот 0,1...1 МГц.

Оконечное устройство и совмещенное с ним оборудование сопрягаются через цифровой интерфейс, назначение линий которого приведено в табл. 4. Информация передается по шине последовательным кодом в виде 17-разрядных двоичных слов, причем последним передается разряд по нечетности. Скорость передачи информации – 1 Мбит/с ±.

Микросхема HD-15530, фирмы Harris Semiconductor предназначена для обеспечения интерфейса по стандарту MIL-STD 15530. HD-15530 состоит из двух частей - кодера (Encoder) и декодера (Decoder), каждая из которых работает

независимо (за исключением функции общего сброса). DD-1553 отвечает большинству требованиям стандарта MIL-STD 1553. Кодер кодирует данные, а также добавляет синхроимпульс и бит четности. Декодер выделяет синхроимпульс и проверяет бит четности. Структурная схема кодера и декодера показана на рисунке 7.

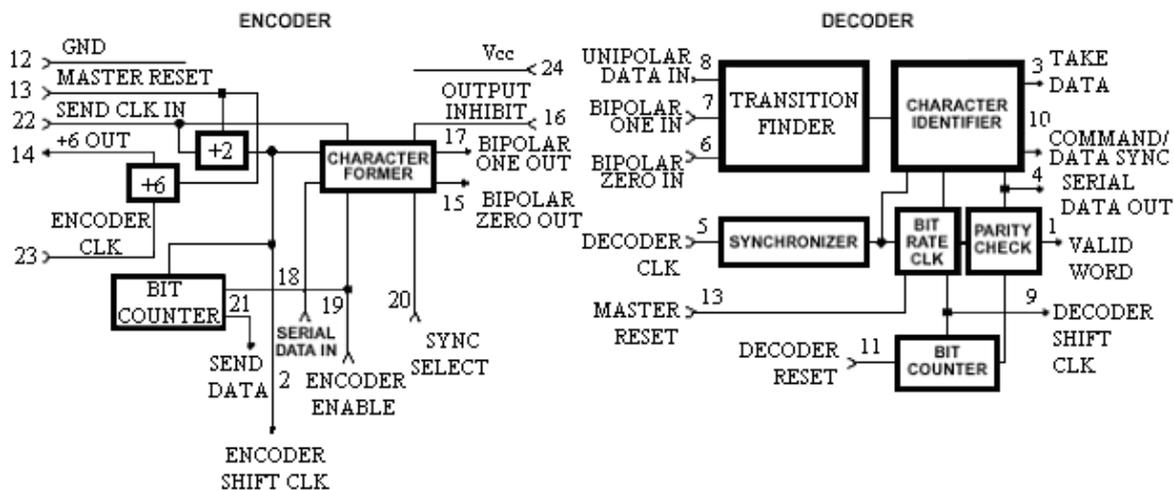


Рис. 7. Структурная схема кодера и декодера

Для работы кодеру требуется один генератор тактовой частоты (в 2 раза большей чем частота передачи данных), подключаемый к входу SEND CLK. В схеме кодера предусмотрен вспомогательный счетчик, осуществляющий деление на 6 для того чтобы получать сигнал SEND CLK из сигнала DECODER CLK (равный двенадцатикратной частоте передачи данных). Цикл кодера начинается когда сигнал ENCODER ENABLE имеет высокий уровень во время заднего фронта сигнала ENCODER SHIFT CLK (1). Во время следующего переднего фронта сигнала ENCODER SHIFT CLK сигнал SYNC SELECT определяет какой синхроимпульс будет формироваться (высокий уровень - командное слово, низкий - данные) - (2). Цикл длится в течении 20-ти периодов сигнала ENCODER SHIFT CLK. Когда кодер готов принимать данные он устанавливает высокий уровень на выходе SEND DATA и поддерживает его в течении 16-ти периодов сигнала ENCODER SHIFT CLK. После передачи синхроимпульса кодер кодирует и передает данные, поступающие на вход SERIAL DATA. Эти данные синхронизируются сигналом ENCODER SHIFT CLK. Потом кодер добавляет бит четности для этого слова (5). Если сигнал ENCODER ENABLE будет все время иметь высокий уровень, то слова будут передаваться без межкадрового интервала. В то же время низкий уровень сигнала OUTPUT INHIBIT переводит выходы BIPOLAR ONE и BIPOLAR ZERO в неактивное состояние, но не оказывает никакого влияния на кодер. Сброс кодера во время передачи осуществляется сигналом MASTER RESET. Временные диаграммы работы кодера показаны на рисунке 8.

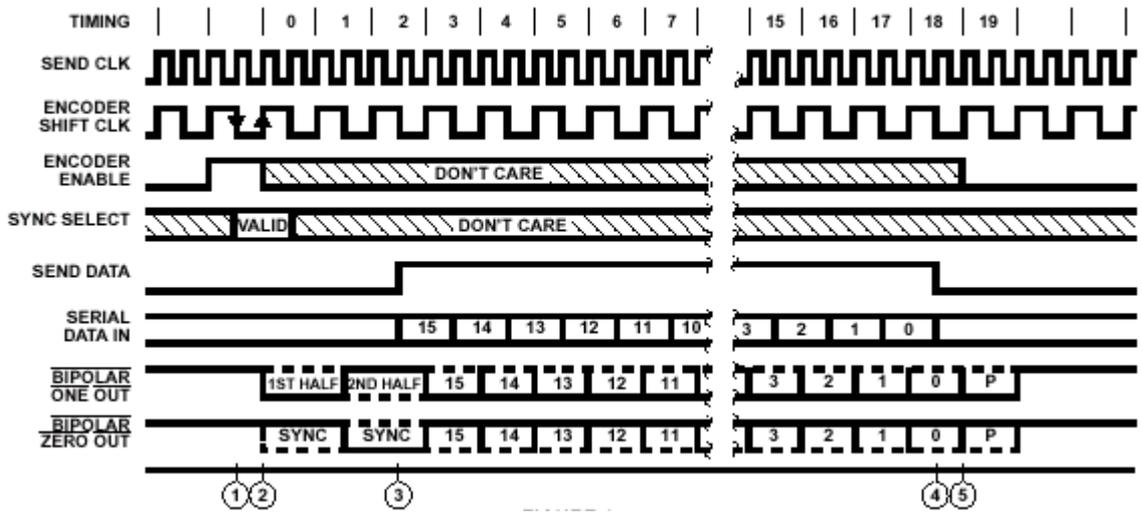


Рис. 8. Временные диаграммы работы кодера

На вход декодера DECODER CLK должны подаваться синхроимпульсы с 12-ти кратной частотой передачи данных. Декодер постоянно сканирует входы по которым поступают данные и получив верные синхроимпульс и два бита в коде Манчестер 2 начинает цикл вывода данных. Вывод COMMAND/DATA SYNC на тип принимаемого слова (высокий уровень - командное слово, низкий - данные). Этот сигнал удерживается пока декодер передает данные через вывод SERIAL DATA OUT в коде без возврата к нулю. Сигнал с вывода DECODER SHIFT CLOCK синхронизирует передаваемые данные. После декодирования данных декодер проверяет бит четности. Вывод декодера VALID WORD указывает на правильность принимаемого слова. Этот сигнал устанавливается с начало цикла передачи данных и удерживается в течении 20-ти периодов сигнала DECODER SHIFT CLOCK (низкий уровень - правильное слово). Временные диаграммы работы декодера показаны на рисунке 9.

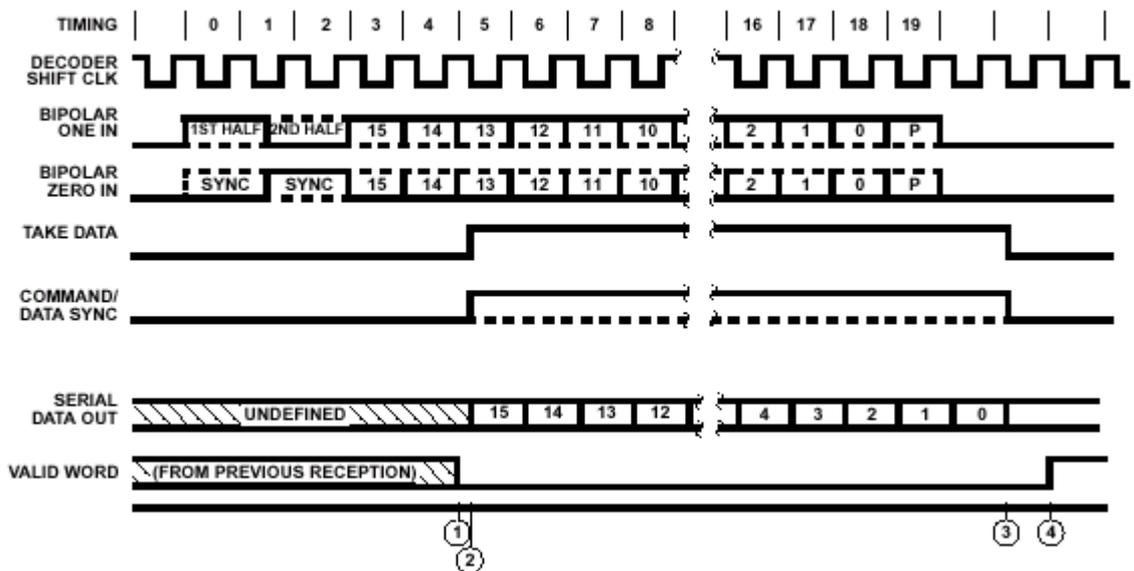


Рис. 3. Временные диаграммы работы декодера

V. БАНК КЕЙСОВ

Кейс № 1

Вид кейса научно-исследовательский кейс

Тип кейса исследовательский кейс

Ситуация По окончании 3 курса студенты направляются на производственную практику, получив индивидуальное задание по дисциплине «Организация обслуживания воздушного движения». Это задание увязывается с темой курсового проекта по дисциплине «Технология работы диспетчера», тесно связанной с данной дисциплиной, выполняемое студентами на 4 курсе.

Вопрос: Ваше видение деятельности предприятия в ракурсе изучения дисциплины «Организация обслуживания воздушного движения»: Как происходит работа диспетчеров в сменах? Какой оборудование используется на рабочих местах диспетчеров? Какими нормативными документами пользуются диспетчера при работе?

Задание 1: Охарактеризуйте работу диспетчерской смены в соответствии с выбранным индивидуальным заданием и обосновав выбор темы курсового проекта. Создайте презентацию, отразив в ней все стороны задания, представьте ее на занятии дисциплины «Технология работы диспетчера» при распределении тем курсовых проектов.

На первом этапе задания, на одном из последних занятий по дисциплине (3 курс) преподаватель предлагает студентам примерный перечень тем курсовых проектов. Этот список содержит такие элементы системы управления воздушным движением, как: первичный локатор, вторичный локатор, системы захода на посадку, автоматизированные рабочие места, АС УВД и др. В зависимости от места практики, где студенты проходят практику организуются группы студентов. Преподаватель фиксирует студентов в каждой группе, выдает задание студентам на практику в соответствии с деятельностью авиационного предприятия.

На втором этапе выполнения задания – одно из первых занятий по дисциплине «Атехнология работы диспетчера» (4 курс) по окончании производственной практике студенты каждой группы, выбрав одну из презентаций, или объединив несколько, представляют выполнения задания, полученного на 3 курсе. Форма занятия – круглый стол с приглашением представителей производства. Каждой группе выставляется рейтинговая

оценка в соответствии с критериями: самооценка, оценка каждой группы, оценка преподавателя, оценка представителей производства (работодателей).

Методические рекомендации к кейсу.

1. Проанализируйте предложенный преподавателем конспект лекций по дисциплине «Организация обслуживания воздушного движения».
2. Изучите работу диспетчерских смен
3. Изучите автоматизированные рабочие места и АС УВД, используемые при обслуживании воздушного движения
4. Ознакомьтесь с аналогичным оборудованием, предложенным на сайтах авиационных предприятий, научно-исследовательских институтах, выделив новизну в схемах управления.
5. Создайте презентацию, отразив в ней работу диспетчеров в сменах, используемое при обслуживании воздушного движения оборудование, а также новые технологии, которые могут быть применены при выполнении поленьльв
6. По окончании практики представьте свою презентацию на занятии по дисциплине «Технология работы диспетчера».

Задание 2: Разработать структурную схему процесса автоматизации воздушного движения

Уточнение задания

1. История процессов автоматизации
2. Использование радиолокатора
3. Использование современных систем наблюдения
4. Возможность применения новых технологий в обслуживании воздушного движения в Республике Узбекистан

Кейс № 2

Вид кейса научно-исследовательский кейс

Тип кейса научный кейс

Ситуация Организация и проведение методической работы в службе движения по предупреждению авиационных происшествий и инцидентов.

Решение Ответственность за организацию и проведение методической работы в службе движения возлагается на начальника службы движения центра ОВД. Основными формами методической работы по предупреждению авиационных происшествий и инцидентов в службе движения являются:

- методические совещания с руководящим составом;
- заседания методического совета;
- инструктивно-методические занятия с руководящим и инструкторским составом;
- методические занятия и совещания по обмену опытом работы;
- разработка методических документов (пособий, памяток, рекомендаций и др.).

Участниками методических совещаний должны быть начальники РЦ и АДЦ, руководители полетов, начальники диспетчерских пунктов, старшие диспетчеры, диспетчеры-инструкторы. Такие совещания проводятся в службе движения раз в месяц.

Основные вопросы по предупреждению авиационных происшествий и инцидентов, решаемые на методических совещаниях:

- анализ состояния безопасности полетов при ОВД;
- анализ состояния уровня профессиональной подготовки персонала ОВД и разработка мероприятий по ее совершенствованию;
- совершенствование организации труда персонала ОВД, внедрение новых форм и методов ОВД;
- выработка мероприятий по улучшению схем снижения и захода на посадку, набора высоты и выхода из района аэродрома;
- совершенствование организации воздушного пространства;
- улучшение организации взаимодействия со смежными органами ОВД и службами обеспечивающими полеты и ОВД.

Для обеспечения методической работы и повышения безопасности полетов при ОВД в службе движения создается методический совет.

Примерный перечень вопросов, направленных на предупреждение авиационных происшествий инцидентов, выносимый на заседание методического совета, включает в себя:

- анализ нарушений правил ОВД персоналом службы движения;

- разработку мероприятий по предупреждению авиационных происшествий и инцидентов;
- обсуждение проектов дополнений в нормативные правовые документы разрабатываемые с учетом местных условий;
- обсуждение проектов технологий работы диспетчеров УВД;
- организацию самостоятельной учебы диспетчерского персонала и выбор тематики для самостоятельной подготовки по предупреждению авиационных происшествий и инцидентов;
- совершенствование методики стажировки и допуска к самостоятельной работе руководящего и диспетчерского персонала.

В системе профессиональной учебы руководящего состава службы движения основной формой обучения являются инструктивно-методические занятия, которые проводятся ежемесячно с руководящим и инструкторским составом. Они позволяют определить уровень подготовленности персонала ОВД и избрать тот или иной метод преподавания, дающий в определенных условиях наибольший эффект. Преимущество таких занятий заключается в том, что они всегда проводятся строго по расписанию, под руководством опытного преподавателя, с соблюдением установленного регламента, по учебному плану в соответствии с программой. Примерный перечень вопросов, включаемых в программу проведения инструктивно-методических занятий:

- методика проведения занятий с диспетчерами УВД;
- рекомендации руководящему составу службы движения по контролю за работой диспетчеров по ОВД с учетом местных условий;
- контроль усвоения документов, регламентирующих ОВД, по мероприятиям, разработанным в соответствии с приказами по расследованию авиационных происшествий и инцидентов;
- организация планирования занятий с диспетчерским персоналом смен на месяц, квартал, год;
- рекомендации по повышению качества инструктажей и разборов работы смен.

Методические совещания по обмену опытом работы в службе движения проводятся в форме семинарских занятий, которые включают следующие этапы:

- постановка задачи о содержании работы семинара, определение плана занятий и даты;
- самостоятельная работа руководителей полетов над полученным заданием;
- заслушивание сообщений, ответы на вопросы и обсуждение докладов руководителей полетов;
- подведение итогов занятий и выработка рекомендаций по улучшению работы.

Начальник службы движения определяет метод проведения семинарского занятия в зависимости от особенностей рассматриваемого вопроса, характера темы и подготовки руководящего состава. Важно, чтобы в обсуждении участвовали и обменивались мнениями все руководители полетов.

Методические документы в службе движения разрабатывают наиболее подготовленные специалисты из числа руководящего состава. Документы должны быть направлены на улучшение методической подготовки руководящего, преподавательского и инструкторского составов службы движения по совершенствованию организации воздушного движения, комплексному решению вопросов обеспечения безопасности полетов при ОВД, повышению эффективности и качества профессиональной подготовки персонала службы движения. Все разработанные методические документы должны утверждаться на методическом совете после их рассмотрения.

ГЛОССАРИЙ

Термин	Пояснение на русском	Term	Description in English
Авионика	Радиоэлектронное оборудование воздушного судна.	Avionic	radio-electronic equipment of the aircraft
Система управления полетом	(FMS) является одним из основных компонентов авионики современной авиакомпании.	Management system flight	(FMS) is one of the main components of avionics of modern airline.
NDB	содержит всю информацию, необходимую для построения плана полета.	NDB	contains all information necessary for creation of flight plan.
Радионавигационные средства	включая дальномерное оборудование (DME), всенаправленный ОВЧ (VOR), ненаправленные маяки (NDBs) и системы посадки по приборам (ILSS).	Radio navigational means	Including the ranging equipment (DME), omnidirectional OVCh (VOR), not directed beacons (NDBs) and systems of instrument landing (ILSS).
Пилот использует FMS	для изменения плана полета в течение полета по разным причинам.	The pilot uses FMS	for change of flight plan during flight for various reasons.
FMS	посылает информацию о плане полета для отображения на навигационном дисплее (ND) системы Electronic Flight Instrument (EFIS).	FMS	sends information on flight plan for display on the navigation display (ND) of the Electronic Flight Instrument (EFIS) system.

VNAV	Сложные самолеты, как правило, авиалайнеры, такие как Airbus A320 или Boeing 737 и больше, имеют полную производительность вертикальной навигации (VNAV).	VNAV	Difficult planes, as a rule, airliners, such as Airbus A320 or Boeing 737 more, have the full productivity of vertical navigation (VNAV).
Технологии COTS	служат для интеграции авионики и авиационных систем.	COTS technologies	serve for integration of avionics and aviation systems.
AFDX	резервированная сеть, переключаемых, чтобы обеспечивать систему передачи данных с высокой пропускной способностью через самолет.	AFDX	redundant network, switched to provide a data transmission system with high throughput via the airplane.

АДАБИЁТЛАР РУЙХАТИ

I. Ўзбекистон Республикаси Президентининг асарлари

1. Каримов И.А. Ўзбекистон мустақилликка эришиш оstonасида. - Т.:“Ўзбекистон”, 2011.
2. Мирзиёев Ш.М. Буюк келажакимизни мард ва олижаноб халқимиз билан бирга қураимиз. – Т.: “Ўзбекистон”. 2017. – 488 б.
3. Мирзиёев Ш.М. Миллий тараққиёт йўлимизни қатъият билан давом эттириб, янги босқичга кўтарамиз – Т.: “Ўзбекистон”. 2017. – 592 б.

II. Норматив-ҳуқуқий ҳужжатлар

4. Ўзбекистон Республикасининг Конституцияси. – Т.: Ўзбекистон, 2019.
5. Ўзбекистон Республикасининг “Таълим тўғрисида”ги Қонуни.
6. Ўзбекистон Республикасининг “Коррупцияга қарши курашиш тўғрисида”ги Қонуни.
7. Ўзбекистон Республикаси Президентининг 2015 йил 12 июндаги “Олий таълим муасасаларининг раҳбар ва педагог кадрларини қайта тайёрлаш ва малакасини ошириш тизимини янада такомиллаштириш чора-тадбирлари тўғрисида” ги ПФ-4732-сонли Фармони.
8. Ўзбекистон Республикаси Президентининг 2017 йил 7 февралдаги “Ўзбекистон Республикасини янада ривожлантириш бўйича Ҳаракатлар стратегияси тўғрисида”ги 4947-сонли Фармони.
9. Ўзбекистон Республикаси Президентининг 2018 йил 3 февралдаги “Хотин-қизларни қўллаб-қувватлаш ва оила институтини мустаҳкамлаш соҳасидаги фаолиятни тубдан такомиллаштириш чора-тадбирлари тўғрисида”ги ПФ-5325-сонли Фармони.
10. Ўзбекистон Республикаси Президентининг 2019 йил 17 июндаги “2019-2023 йилларда Мирзо Улуғбек номидаги Ўзбекистон Миллий университетида талаб юқори бўлган малакали кадрлар тайёрлаш тизимини тубдан такомиллаштириш ва илмий салоҳиятини ривожлантириш чора-тадбирлари тўғрисида”ги ПҚ-4358-сонли Қарори.
11. Ўзбекистон Республикаси Президентининг 2019 йил 11 июлдаги «Олий ва ўрта махсус таълим тизимида бошқарувнинг янги тамойилларини жорий этиш чора-тадбирлари тўғрисида»ги ПҚ-4391- сонли Қарори.
12. Ўзбекистон Республикаси Президентининг 2019 йил 11 июлдаги «Олий ва ўрта махсус таълим соҳасида бошқарувни ислоҳ қилиш чора-тадбирлари тўғрисида»ги ПФ-5763-сон [фармони](#).
13. Ўзбекистон Республикаси Президентининг 2019 йил 27 августдаги

“Олий таълим муассасалари раҳбар ва педагог кадрларининг узлуксиз малакасини ошириш тизимини жорий этиш тўғрисида”ги ПФ-5789-сонли [фармони](#).

14. Ўзбекистон Республикаси Президентининг “2019-2021 йилларда Ўзбекистон Республикасини инновацион ривожлантириш стратегиясини тасдиқлаш тўғрисида”ги 2018 йил 21 сентябрдаги ПФ-5544-сонли Фармони.

15. Ўзбекистон Республикаси Президентининг 2019 йил 27 майдаги “Ўзбекистон Республикасида коррупцияга қарши курашиш тизимини янада такомиллаштириш чора-тадбирлари тўғрисида”ги ПФ-5729-сон Фармони.

16. Ўзбекистон Республикаси Президентининг 2017 йил 2 февралдаги “Коррупцияга қарши курашиш тўғрисида”ги Ўзбекистон Республикаси Қонунининг қоидаларини амалга ошириш чора-тадбирлари тўғрисида”ги ПҚ-2752-сонли қарори.

17. Ўзбекистон Республикаси Президентининг “Олий таълим тизимини янада ривожлантириш чора-тадбирлари тўғрисида”ги 2017 йил 20 апрелдаги ПҚ-2909-сонли қарори.

18. Ўзбекистон Республикаси Президентининг “Олий маълумотли мутахассислар тайёрлаш сифатини оширишда иқтисодиёт соҳалари ва тармоқларининг иштирокини янада кенгайтириш чора-тадбирлари тўғрисида”ги 2017 йил 27 июлдаги ПҚ-3151-сонли қарори.

19. Ўзбекистон Республикаси Президентининг “Нодавлат таълим хизматлари кўрсатиш фаолиятини янада ривожлантириш чора-тадбирлари тўғрисида”ги 2017 йил 15 сентябрдаги ПҚ-3276-сонли қарори.

20. Ўзбекистон Республикаси Президентининг “Олий таълим муассасаларида таълим сифатини ошириш ва уларнинг мамлакатда амалга оширилаётган кенг қамровли ислохотларда фаол иштирокини таъминлаш бўйича қўшимча чора-тадбирлар тўғрисида”ги 2018 йил 5 июндаги ПҚ-3775-сонли қарори.

21. Ўзбекистон Республикаси Вазирлар Маҳкамасининг 2012 йил 26 сентябрдаги “Олий таълим муассасалари педагог кадрларини қайта тайёрлаш ва уларнинг малакасини ошириш тизимини янада такомиллаштириш чора-тадбирлари тўғрисида”ги 278-сонли Қарори.

Список использованной литературы

1. Прилепский В.А., Яковенко Н.А. «Авиационные приборы», Изд.: СГАУ Самара, 2012 г.
2. Прилепский В.А., Яковенко Н.А. «Авиационные приборы и информационно-измерительные системы», Изд.: СГАУ Самара, 2015 г.

3. Браславский Д.А. и др. «Авиационные приборы и автоматы», М.: Машиностроение, 2009 г.
4. Jan Auersvald, Karel Draxler. Aerometric system for general aviation. Brno, 2015
5. Прилепский В.А., Яковенко Н.А. «Авиационные приборы», Изд.: СГАУ Самара, 2012 г.
6. Прилепский В.А., Яковенко Н.А. «Авиационные приборы и информационно-измерительные системы», Изд.: СГАУ Самара, 2015 г.
7. Браславский Д.А. и др. «Авиационные приборы и автоматы», М.: Машиностроение, 2009 г.
8. Jan Auersvald, Karel Draxler. Aerometric system for general aviation. Brno, 2015
9. Paul A. Craig. Airplane Navigation Essentials. Philadelphia, 2017

