

Министерство образования Российской Федерации  
Ульяновский государственный технический университет  
ОАО «Ульяновское конструкторское бюро приборостроения»

*А. А. Кучерявый*

# **БОРТОВЫЕ ИНФОРМАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ**

*КУРС ЛЕКЦИЙ*

2-е издание,  
переработанное и дополненное

Ульяновск  
2004

УДК 629.054 (075)

ББК 39.56я7

К 95

Утверждено редакционно-издательским советом университета в качестве учебного пособия.

Рецензенты: кафедра воздушной навигации и пилотажно-навигационных комплексов Ульяновского высшего авиационного училища гражданской авиации, зав.кафедрой **Матвеев А.Г.**;  
доцент, канд.техн.наук **Антонец Е.В.**

### **Кучерявый А.А.**

К 95 Бортовые информационные системы: Курс лекций/А. А. Кучерявый; под ред. В.А. Мишина и Г.И. Ключева.- 2-е изд., перераб. и доп. – Ульяновск: УлГТУ, 2004. – 504 с.: ил.  
ISBN5-89146-348-2

Изложены основы проектирования бортовых информационных систем, используемых для представления информации экипажу самолетов и вертолетов – систем отображения информации, речевого оповещения, звуковой и тактильной сигнализации. Рассмотрены различные типы бортовых информационных систем, их внутреннее устройство и характеристики. Приводится обзор основных тенденций развития подобных систем, рассмотрено влияние на них новых информационных технологий и эволюции современных комплексов авионики.

Курс лекций предназначен для студентов специальности 190300 «Авиационные приборы и измерительно-вычислительные комплексы», а также может быть полезен для аспирантов и специалистов, занимающихся разработкой и эксплуатацией систем отображения информации, других бортовых информационных систем.

Печатается в авторской редакции.

УДК 629.054 (075)  
ББК 39.56я7

ISBN5-89146-348-2

© А.А. Кучерявый, 2004  
© ОАО «УКБП», 2004  
© Оформление. УлГТУ, 2004

## ПРЕДИСЛОВИЕ

В основу книги положен курс лекций, читаемый автором в филиале кафедры Ульяновского Государственного технического университета при Ульяновском конструкторском бюро приборостроения для студентов, обучающихся по специальности «Авиационные приборы и измерительно-вычислительные комплексы».

В курсе лекций рассматриваются бортовые информационные системы (БИС) летательных аппаратов (ЛА), информирующие летный экипаж о прохождении полета, о состоянии и параметрах ЛА, его двигателях и систем. К этому классу бортового оборудования (БО) относятся системы отображения информации, речевого оповещения, звуковой и тактильной сигнализации.

Задачей данного курса лекций является ознакомление студентов с устройством различных типов БИС, принципами их построения, методами проектирования и современным уровнем требований к ним. Курс также знакомит с тенденциями развития современной авионики, рассматривает эволюцию БИС и комплексов авионики, включающих такие системы, знакомит с устройством и характеристиками перспективных бортовых комплексов.

По сравнению с первым изданием во втором устранены замеченные недостатки, исключены три главы вводной части, а также разделы, в которых описывались редко используемые бортовые интерфейсы (CAN-bus, ARINC 629, AS 4074), в то же время существенно дополнены главы, посвященные непосредственному рассмотрению различных типов БИС и вопросам их проектирования.

Книга содержит одиннадцать глав.

В главе 1 рассматриваются состав и структура бортового оборудования, роль и место бортовых информационных систем в этой структуре.

Глава 2 посвящена вопросам обеспечения эффективного взаимодействия экипажа с бортовыми информационными системами. Рассматриваются возможности и ограничения пилота, оборудование кабины экипажа, принципы эффективного представления информации.

В главе 3 излагаются вопросы проектирования БИС, определения их внутренней структуры, выбора и оценки их параметров.

Глава 4 посвящена организации связей структурных частей системы между собой, а также с системами и датчиками ЛА.

Далее рассматриваются различные типы БИС в их современном состоянии: системы, индицирующие информацию на приборной доске (глава 5), индикаторы на лобовом стекле (глава 6), персональные электронные планшеты пилотов (глава 7), наשלменные системы индикации (глава 8), средства звуковой и речевой сигнализации (глава 9), речевые командные системы (глава 10).

В заключительной главе 11 рассмотрены основные тенденции развития БИС.

\* \* \*

Автор выражает искреннюю благодарность доценту УлГТУ, к.т.н. **Г.И. Клюеву** и Генеральному директору ОАО «УКБП», к.т.н. **Н.Н. Макарову**, без советов и помощи которых эта книга не состоялась бы.

---

*Отзывы и пожелания просим направлять электронной почтой [sys@ukbp.ru](mailto:sys@ukbp.ru) или по адресу: 432027 Ульяновск, ул. Сев. Венец, 32, изд-во УлГТУ.*

## Глава 1

# СОСТАВ И СТРУКТУРА БОРТОВОГО ОБОРУДОВАНИЯ

*Бортное оборудование* - совокупность технических средств (агрегатов, приборов, машин и т.п.), устанавливаемых на борту ЛА. По своему назначению бортовое оборудование делится на следующие группы:

- а) для обеспечения управляемого полета
    - пилотажно-навигационное оборудование;
    - радиотехническое оборудование навигации, посадки и управления воздушным движением;
    - радиосвязное оборудование;
    - электротехническое оборудование;
    - светотехническое оборудование;
    - гидравлическое оборудование;
    - системы охлаждения ЛА;
    - средства контроля работы силовой установки;
    - бортовые информационные системы - система отображения информации, система сигнализации и т.п.;
  - б) для обеспечения жизнедеятельности экипажа и пассажиров
    - система кондиционирования воздуха;
    - кислородное оборудование;
    - система регулирования давления;
    - аварийно-спасательное оборудование;
  - в) для обеспечения безопасности полетов
    - противообледенительная система;
    - противопожарная система;
  - г) для решения целевых задач в соответствии с назначением ЛА
    - обзорно-прицельный комплекс;
    - разведывательное оборудование;
    - десантно-транспортное оборудование;
    - санитарное оборудование
- и т.д.

В авиации принято разделять приборное оборудование на датчики, индикаторы, приборы и сигнализаторы.

*Датчик* - измерительное устройство для выработки сигнала о текущем значении измеряемого параметра.

*Индикатор* - средство отображения информации о количественном или качественном значении параметра.

*Прибор* - устройство, имеющее самостоятельное эксплуатационное значение и обеспечивающее измерение и индикацию параметра/параметров.

*Сигнализатор* - прибор, обеспечивающий отображение информации о соответствии или несоответствии параметра, системы или объекта требуемому значению или состоянию в виде визуальных, звуковых или тактильных сигналов.

Структурно аппаратура, машины и агрегаты на борту ЛА объединяются в *системы*, предназначенные для решения отдельных задач. Даже на небольшом ЛА их десятки. Отдельные системы могут объединяться в более крупные структурные образования - комплексы. *Комплекс* бортового оборудования - совокупность функционально-связанных систем, приборов, датчиков, вычислительных устройств. Примеры комплексов: пилотажно-навигационный, обзорно-прицельный, разведки.

Все радиоэлектронное оборудование ЛА, независимо от принадлежности к той или иной из перечисленных групп, часто называют *авионикой*. Бортовые информационные системы также относятся к этой группе оборудования.

Состав авионики различен для разных классов ЛА. Рассмотрим его на примере пассажирских магистральных самолетов, таких, как Ту-204, Airbus A-320, Boeing 757, где авионика представлена наиболее широко. Ее можно разделить на следующие группы:

- системы первичной информации,
- радионавигационные системы,
- радиосвязные системы,
- системы автоматического пилотирования,
- бортовые информационные системы,
- прочие пилотажно-навигационные системы.

## **1.1. Системы первичной информации**

Задачей систем первичной информации является измерение различных сигналов и параметров, характеризующих полет и состояние самолета. Каждая из таких систем специализируется на измерении сигналов определенной физической формы и определенного назначения. В состав системы входит от 1 до 3 одинаковых вычислителей, каждый из которых способен решать все задачи. За счет такого резервирования обеспечивается высокая надежность. *Вычислитель* представляет собой электронный блок, содержащий внутри все необходимые измерительные устройства, процессор, память и средства ввода-вывода. Измеренная информация подвергается в вычислителе определенной обработке - фильтрации, масштабированию, линеаризации, калибровке, затем по величине сигнала рассчитывается значение соответствующей физической величины - скорости полета, температуры воздуха и т.п. Рассчитанное значение выдается из вычислителя всем заинтересованным в ней потребителям, среди которых системы автоматического пилотирования, системы индикации и сигнализации. На современных пассажирских самолетах выходная информация

выдается последовательным кодом соответствии с ГОСТ 18977-79 (ARINC 429). В этом виде она доступна всем потребителям, подключенным к выходной кодовой линии связи (КЛС) вычислителя.

**Система воздушных сигналов (СВС)** определяет параметры полета, проводя измерения во внешней среде. Она измеряет и вычисляет следующие высотно-скоростные параметры:

- барометрическую высоту полета (абсолютную и относительную);
- скорость изменения высоты;
- воздушную скорость (истинную и приборную);
- число Маха;
- температуру наружного воздуха;
- полную температуру торможения;
- углы атаки и скольжения;
- давление (динамическое и полное);
- максимально-допустимую воздушную скорость.

СВС также формирует сигнализацию о превышении допустимой скорости и различные сигналы состояния. В состав СВС обычно входят 3 вычислителя. Датчики сигналов СВС (приемники статического давления, приемники полного давления, датчик температуры, датчики угла атаки/скольжения) обычно не входят в комплект системы, а являются принадлежностью ЛА. Сигналы от них поступают в вычислитель, где производятся все измерения и вычисления.

**Инерциальная навигационная система (ИНС)** служит для измерения углового положения ЛА в пространстве и определения его местоположения. Она измеряет углы курса, крена, тангажа, угловые скорости изменения крена и тангажа, линейные ускорения (перегрузки), она также вычисляет угол наклона траектории, истинный курс, путевую скорость, вертикальную скорость, угол сноса, параметры ветра, географические координаты ЛА – широту и долготу. Обычно система состоит из 3 блоков. Каждый содержит 3 датчика угловых положений, например, лазерные гироскопы, 3 акселерометра для измерения ускорений по трем осям и электронную часть. Внешний вид таких блоков показан на рис.1.1. Иногда вместо ИНС на для той же цели используют более простую по конструкции систему – **курсовертикаль**. Курсовертикаль способна измерить только текущие углы положения ЛА – курс, крен и тангаж.

Новейшие усовершенствованные ИНС имеют более высокую точность за счет сопряжения со спутниковой навигационной системой, данные которой используются для коррекции гироскопов.



**Рис.1.1. Внешний вид блоков инерциальной навигационной системы**

С появлением более компактных электронных радиоэлементов системы СВС и ИНС стали объединять в единую систему. Такая система содержит 3 вычислителя, пульт управления и до 5 модулей воздушных данных. Модули устанавливаются отдельно от вычислителей, они измеряют параметры, такие, как статическое и динамическое давление, после чего передают результаты измерения в цифровом виде вычислителям. Вычислители принимают «сырые» данные от модулей и производят все необходимые расчеты.

**Система преобразования информации (СПИ)** измеряет параметры различных общесамолетных (общевертолетных) систем - гидравлической, топливной, кондиционирования, электроснабжения и других. На датчики воздействуют физические параметры – давление, температура, перемещение, а выходные сигналы датчиков, поступающих в СПИ, имеют электрическую природу. По измеренным электрическим сигналам система вычисляет действующее на датчик значение параметра. В состав системы обычно входит 2 одинаковых вычислителя. Часть малоответственных сигналов распределяется между ними, остальные принимаются обоими одновременно – этим достигается высокая надежность измерения этих сигналов.

**Система измерения параметров двигателя (СИПД)** подобна системе СПИ, она также измеряет электрические сигналы различных датчиков, только специализируется на измерении параметров двигателя.

## 1.2. Радионавигационные системы

Радионавигационные системы определяют местоположение ЛА, используя для этой цели радиотехнические средства. Эти системы могут быть автономными, работающими на радиолокационном принципе, и неавтономными, использующими сигналы от *радиомаяков*.

К *неавтономным радионавигационным системам* относятся:

- автоматический радиокompас;
- система радионавигации VOR;
- дальномер DME;
- система посадки ILS;
- микроволновая система посадки MLS;
- радиотехническая система ближней навигации;
- спутниковая навигационная система;
- система предупреждения столкновений.

Радиомаяки, используемые неавтономными системами, могут быть наземными или могут находиться на борту летательных, космических аппаратов.

Наземные радиомаяки служат для вождения ЛА по маршруту полета и для привода на аэродром. Их устанавливают на поверхности земли в поворотных пунктах маршрутов и в зоне аэродрома. Сигнал, излучаемый или ретранслируемый радиомаяком, пеленгуется бортовым приемником. Измеряя параметры сигнала, приемник определяет направление на маяк, дальность до него или величину отклонения от заданного направления. Радиомаяки обычно используются для обеспечения полета ЛА на маяк или от маяка. Однако по двум разнесенным маякам можно определить и текущее местоположение самолета.

Расположенные в разных точках радиомаяки работают на разных частотах, что позволяет настраивать радионавигационную систему на конкретный маяк. Кроме того, радиомаяки, как правило, передают азбукой Морзе сигналы опознавания. Выпускаются специальные радионавигационные карты, на которых все радиомаяки привязаны к координатам земной поверхности и для каждого из них указаны его частота и позывные. Прокладывая маршрут, штурман (или пилот) так строит траекторию полета, чтобы она, если возможно, проходила над радиомаяками. Получающаяся в результате линия заданного пути представляет собой ломаную линию, в точках перегиба которой находятся радиомаяки. Полет разбивается на отрезки и задача пилотирования сводится к выдерживанию направления на очередной радиомаяк. Для этого в начале каждого отрезка экипаж настраивает радионавигационную систему на выбранный радиомаяк с помощью пульта управления. Пульты управления у каждой из радионавигационных систем могут быть свои собственные, однако на современных ЛА чаще используется единый многофункциональный пульт управления (МФПУ), с помощью которого можно настроить все радионавигационные и радиосвязные средства на борту ЛА. Например, на ТУ-334 перед каждым пилотом установлен комплексный пульт радиотехнических средств, на нем расположены кнопки выбора настраиваемых радиосредств, ручки для настройки и цифровые индикаторы (рис.1.2). Введенная частота настройки передается из МФПУ соответствующей радионавигационной системе. В режиме автоматического управления настройку на очередной радиомаяк осуществляет автоматика: вычислительная система самолетовождения инициирует передачу соответствующей частоты настройки нужной системе.



**Рис.1.2. Комплексный пульт радиотехнических средств КПРТС-95-1**



Выходные сигналы радионавигационных систем – измеренные ими углы, расстояния или отклонения – выдаются всем потребителям, главные из которых – системы отображения информации и системы автоматического пилотирования. Информация выдается последовательным кодом по КЛС.

Неавтономные радионавигационные системы различаются между собой по типу используемых ими радиомаяков. На магистральных пассажирских самолетах, как правило, устанавливают все типы систем, на других классах ЛА некоторые из них могут отсутствовать.

**Автоматический радиокompас (АРК)** служит для навигации по приводным и ширококвещательным радиостанциям. Это самый простой вид радиомаяка. Радиостанция непрерывно излучает незатухающие или тонально-модулированные колебания и свои позывные. Частотный диапазон работы радиостанций 190-1750 кГц разбит на каналы с интервалом в 50 кГц. На ЛА устанавливают два комплекта АРК, каждый содержит две антенны, направленную (рамочную) и ненаправленную, и приемник. Принцип действия АРК основан на сравнении амплитуд и фаз сигналов, поступающих с направленной и ненаправленной антенн. Радиокompас определяет направление на приводную радиостанцию – ее курсовой угол. Погрешность не превышает 3-5°. Дальность действия зависит от высоты полета и мощности радиостанции, при мощности 500 Вт дальность составляет 200-300 км.

**Система радионавигации VOR** (сокращение от английского «Very high frequency Omnidirectional Range beacon» – всенаправленный СВЧ-маяк) определяет азимут ЛА относительно точки расположения этого радиомаяка. Радиомаяки VOR работают в диапазоне частот 108-117,975 МГц. В этом диапазоне выделено 200 каналов (через 50 кГц), 160 из которых отведены VOR, а 40 каналов в диапазоне частот 108-112 МГц (с нечетными десятыми долями МГц) отведены курсовым радиомаякам посадочной системы ILS. С помощью антенной системы радиомаяк формирует две диаграммы направленности: направленную и ненаправленную. Через ненаправленную антенну излучается опорный сигнал, модулированный частотой 30 Гц. Направленная диаграмма вращается с частотой 30 об/с. На ЛА принимают оба сигнала, причем сигнал от направленной антенны оказывается амплитудно-модулированным (максимум сигнала – при направлении антенны на ЛА). Фаза опорного сигнала совмещается с фазой огибающей амплитудно-модулированного сигнала в случае, когда азимут равен 0. Это позволяет измерить текущий азимут. Дальность действия радиомаяка в зависимости от мощности излучения составляет 50-370 км.

В состав системы входит 1 или 2 приемника и антенно-фидерное устройство, включающее курсовую и маркерную антенны, усилитель питания и делитель мощности.

Предусматривается опознавание радиомаяков VOR. Для этого излучаемый сигнал модулируется кодом Морзе или речевым позывным (с

магнитофона). Позывные транслируются приемником VOR в аппаратуру внутренней связи и пилот может контролировать их на слух.

Приемник VOR принимает также сигналы *маркерных радиомаяков*. Эти радиомаяки устанавливаются вблизи взлетно-посадочной полосы (ВПП) на удалении от 75 м до 4 км от среза ВПП. В зависимости от этого расстояния маркерные маяки бывают ближние, средние и дальние. Маркерные радиомаяки излучают сигнал на частоте 75 МГц кодом Морзе. Сигнал излучается направленно вверх, так что он принимается на ЛА только в момент пролета над маяком. Сигналы модулируются по частоте низкочастотными колебаниями 400, 1300 или 4000 Гц соответственно у ближнего, среднего и дальнего радиомаяка. Приемник VOR принимает сигнал маяка и посылает сообщение об этом в систему индикации, а кроме того выдает характерный звуковой сигнал. Этот сигнал и сообщение однозначно показывают пилоту, на каком расстоянии от ВПП он находится.

**Дальномер DME** (от английского «Distance Measure Equipment» – аппаратура измерения дальности) служит для точного определения наклонной дальности до радиомаяка. Это оборудование устанавливается обычно в дополнение к радиомаякам VOR там, где напряженное воздушное движение требует более высокой точности навигации, чем та, которая обеспечивается с помощью маяков VOR.

В состав комплекта входит блок запросчика и щелевая антенна. На самолете может устанавливаться два комплекта – для надежности и для возможности настройки на два разных радиомаяка DME, что позволяет определить точное местоположение ЛА.

С ЛА посылается импульсная посылка-запрос. В наземном оборудовании эта посылка принимается и посылается ответная кодовая посылка, но ответ задерживается на постоянную величину. Измеряя интервал между посылками бортовой дальномер определяет дальность. Дальность действия зависит от мощности ответчика. Типичная дальность на трассах – 365 км, в районах аэропортов – 95 км.

Есть несколько разновидностей наземных радиомаяков, с которыми способен работать бортовой дальномер – DME/N, DME/W, TACAN, VOR/DME, VORTAC.

Диапазон частот аппаратуры DME: 1025-1150 МГц для запросов (разбит на 126 каналов), 962-1213 МГц для ответных посылок (252 канала). Частотный интервал между каналами запроса и ответа постоянен и равен 63 МГц. Частотные каналы настройки DME настраиваются одновременно с частотой аппаратуры VOR.

**Система посадки ILS** (от английского Instrument Landing System – «система посадки по приборам») работает по радиомаякам метрового диапазона типа ILS или СП и определяет по ним отклонение ЛА от курса и глиссады планирования при заходе на посадку. На аэродроме устанавливается два радиомаяка – курсовой и глиссадный.

Курсовой радиомаяк задает плоскость посадочного курса равносигнальным методом путем формирования в горизонтальной плоскости двух пересекающихся диаграмм направленности. Он располагается так, чтобы задаваемая им плоскость проходила по оси взлетно-посадочной полосы. Частота работы курсового радиомаяка выбирается из диапазона 108,10-111,95 МГц. Излучение справа от курса посадки модулируется по амплитуде частотой 150 Гц, слева – частотой 90 Гц. Бортовой приемник измеряет разницу глубин модуляции (РГМ) принимаемых излучений. В плоскости курса взлетно-посадочной полосы РГМ равна нулю. РГМ увеличивается пропорционально отклонению от курса посадки. Информация о величине отклонения поступает в систему индикации, по изображению на экране пилот может судить, насколько точно он заходит на посадку и в какую сторону от идеального направления он отклонился – вправо или влево. Зона действия курсового радиомаяка – 46 км.

Глиссадный радиомаяк задает глиссаду планирования, которая позволяет пилоту выдерживать нужный угол снижения. Глиссада также задается равносигнальным методом, для чего диаграмма направленности глиссадного радиомаяка имеет два пересекающихся лепестка, нижний лепесток модулируется частотой 150 Гц, верхний – 90 Гц. Когда ЛА спускается точно по задаваемой глиссаде, измеряемая бортовым приемником разность глубин модуляции равна нулю, при отклонении от идеального направления РГМ увеличивается пропорционально этому отклонению, а по знаку РГМ можно судить о том, в какую сторону отклонился ЛА от глиссады – вверх или вниз. Дальность действия глиссадного радиомаяка – 18 км. Частота работы глиссадного радиомаяка 328,6-335,4 МГц и выбирается в зависимости от частоты установленного на аэродроме курсового радиомаяка.

Система посадки ILS также обеспечивает прослушивание членами экипажа позывных сигналов наземных радиомаяков.

В состав системы обычно входят 2-3 приемника, глиссадная и курсовая антенна. Каждая антенна связана с приемниками отдельными входами. Количество приемников определяется требованиями к надежности системы.

Недостатком работы в метровом диапазоне волн является сильное влияние отраженных сигналов и как следствие – искажения при наведении ЛА. Поэтому некоторое время назад появились микроволновые системы посадки, работающие в сантиметровом диапазоне волн. По сравнению с системами посадки ILS/СП они имеют следующие преимущества:

- 1) меньше зависят от рельефа и препятствий,
- 2) угловые размеры зоны действия у них шире,
- 3) точность определения положения выше.

**Микроволновая система посадки MLS** (Microwave Landing System) выполняет ту же функцию, что и система посадки ILS: принимает сигналы двух расположенных на аэродроме радиомаяков MLS, один из которых задает траекторию приближения к ВПП по углу места, а второй – по азимуту. Диаграмма направленности азимутального радиомаяка имеет ножевидную

форму (раствор диаграммы  $1-2^\circ$ ) и за время измерения совершает два движения влево-вправо в пределах сектора от  $-62^\circ$  до  $+62^\circ$ . Через антенну излучаются незатухающие колебания. Благодаря быстрому движению, на борту ЛА принимаются два импульсных сигнала. Длительность между ними пропорциональна азимуту ЛА. Аналогичные движения вверх-вниз от идеального направления совершает диаграмма направленности глассадного радиомаяка. Зона действия MLS по азимуту  $\pm 62^\circ$ , по углу места  $0,9-20^\circ$ , по дальности 37 км. Диапазон частот, выделенный для угломерных измерений, 5031,0-5090,7 МГц, для дальномерных измерений – 1000 МГц. Система MLS позволяет определять отклонение от траектории не только посадки, но также и взлета/ухода на второй круг.

В состав системы входят 2-3 приемника и антенно-фидерное устройство, включающее несколько антенн, делитель мощности и антенные усилители. Функция бортового приемника - прием и обработка сигналов азимута, угла места, а также данных, передаваемых наземной станцией MLS.

В последнее время появились многофункциональные приемники, способные принимать сигналы нескольких типов радиомаяков, например, ILS, MLS и VOR.

**Радиотехническая система ближней навигации (РСБН)** является аналогом систем VOR, DME. Она использовалась в СССР для навигационного обеспечения полетов по воздушным трассам, для привода ЛА в зону действия посадочных систем. Сейчас система продолжает эксплуатироваться в России наряду с международной системой VOR/DME. Радиомаяки РСБН позволяют получить информацию о полярных координатах ЛА относительно этого маяка - азимуте и наклонной дальности. По сравнению с VOR/DME система дополнительно позволяет определять азимут и дальность на земле и может использоваться для опознавания ЛА по запросу диспетчера.

Принцип действия канала измерения дальности – такой же, как у DME: с ЛА посылается запрос, от наземного оборудования поступает ответ, по величине задержки ответа относительно запроса определяется дальность. В канале измерения азимута радиомаяком излучается сигнал от вращающейся направленной антенны, а когда она проходит через направление на север, излучается дополнительный сигнал от ненаправленной антенны. Для опознавания диспетчер производит запрос по радиоканалу, в ответ на который пилот нажимает кнопку «Опознавание» и бортовая часть РСБН посылает сигнал опознавания, который диспетчер видит на экране своего индикатора в виде отметки. РСБН работает в дециметровом диапазоне: в канале азимута 873,6-1000,5 МГц, в канале запроса - 770-812,8 МГц, в канале ответа – 930,6-1000,5 МГц. Используемый диапазон волн позволяет осуществлять измерения только в пределах видимости, поэтому дальность действия системы зависит от высоты полета ЛА и составляет 50 км на высоте 250 м и 380 км на высоте 12000 м.

Кроме азимута и дальности РСБН обеспечивает прием сигналов отклонения от оси равносигнальных зон курсового и глиссадного радиомаяков, а также позывных сигналов наземных радиомаяков.

На ЛА устанавливается 1-2 комплекта РСБН, каждый включает приемопередатчик (возможно, с отдельным блоком питания) и антенно-фидерное устройство.

**Спутниковая навигационная система (СНС)** обеспечивает пилота и другие системы навигационными данными, полученными путем измерения сигналов от навигационных искусственных спутников Земли. СНС определяет три координаты ЛА (широту, долготу и высоту) и три составляющие вектора скорости. Для этого СНС настраивается на орбитальную группировку спутников. Благодаря использованию бортовых атомных стандартов частоты обеспечивается взаимная синхронизация навигационных радиосигналов, излучаемых орбитальной группировкой.

В настоящее время действует две спутниковых навигационных системы - ГЛОНАСС (Россия), и GPS (США), последняя известна также как Navstar (GPS-Global Positioning System, «глобальная система определения положения»); Navstar-Navigation System with Time and Ranging, «навигационная система определения времени и дальности»). В ближайшем будущем вступят в строй еще три усовершенствованные СНС, которые создаются:

в Северной Америке – Wide Area Augmentation System (WAAS);

в Европе – European Geostationary Navigation Overlay System (EGNOS) и позднее – Galileo;

в Азиатско-Тихоокеанском регионе – Multifunction Transport Satellite System (MTSAT).

Все вместе они призваны обеспечить точное самолетовождение, покрывающее без пропусков всю земную поверхность.

Программа WAAS началась в 1994 г. и к настоящему времени перешла в стадию испытаний. На первом этапе система должна обеспечить навигацию в полете и точный заход на посадку в ограниченном числе аэропортов США. Уже создано для этого 25 опорных наземных станций, 2 станции управления, 2 геосинхронных спутника связи и навигации, передатчики на 2 спутниках Inmarsat-3. WAAS охватит в будущем Канаду, страны Карибского бассейна, Мексику и Чили.

Ввод в действие системы EGNOS намечен поэтапно на 2002-2005 гг. Она расширит возможности GPS/ГЛОНАСС за счет 2 спутников Inmarsat-3 и космического корабля Artemis, обеспечивая точный заход на посадку на территорию всей Европы.

Основной геометрической характеристикой орбитальной группировки, от которой зависит точность навигации, является взаимное расположение спутников в созвездии, которое «видит» потребитель. Минимально необходимое оптимальное созвездие содержит четыре спутника: один должен

находиться в зените, три оставшиеся - равномерно разнесены по направлению вблизи горизонта.

Бортовая аппаратура СНС выполняется в виде спутникового приемника, использующего собственную миниатюрную антенну. СНС различаются по количеству каналов приема, скорости обновления данных, времени вычислений, точности и надежности определения координат. Современные приемники имеют до 15 каналов, что позволяет отслеживать практически все навигационные спутники, находящиеся в зоне радиовидимости объекта. Если число каналов меньше, чем количество «наблюдаемых» спутников, то автоматически выбирается наиболее оптимальное созвездие. Работа СНС происходит в следующей последовательности:

- поиск и вхождение в синхронизм слежения;
- выделение служебной информации;
- определение навигационных параметров.

Навигационные измерения основываются на определении дальности до спутников, координаты текущего положения которых точно известны. Определение дальности производится по измерению задержки принимаемого кода относительно аналогичного кода, формируемого в бортовой аппаратуре. Определение скорости осуществляется по измерению доплеровского смещения частоты принимаемого сигнала относительно частоты опорного генератора.

Проводимая в настоящее время модернизация СНС позволит повысить точность и надежность навигации за счет применения дифференциального режима. Дифференциальные СНС позволяют установить координаты с точностью до 5 м в динамической навигационной обстановке и до 2 м - в стационарных условиях (в пределе - до десятых долей метра), что обеспечивает инструментальную посадку самолетов по II и III категориям. Дифференциальный режим реализуется с помощью наземного контрольного спутникового приемника, называемого опорной станцией, антенна которой имеет высокоточную геодезическую привязку к местности, и линий связи этой станции с летательными аппаратами, находящимися в зоне действия системы. Поправки, вычисленные на опорной станции и передаваемые на борт ЛА, действительны только на определенном расстоянии от нее, которое и определяет зону действия дифференциальной системы. В зависимости от этого различают широкомасштабные системы WAAS (Wide Area Augmentation System) и системы локальной области LAAS (Local Area Augmentation System). Станция непрерывно отслеживает каждый видимый спутник, поскольку она должна «захватывать» навигационные сообщения раньше, чем приемники потребителей. Сравнивая известные координаты (полученные в результате прецизионной геодезической съемки) с измеренными, станция вырабатывает поправки, которые передаются потребителям по радиоканалу в заранее оговоренном формате. При этом в качестве ретрансляторов сигналов опорной станции наиболее целесообразно использовать навигационные спутники или спутники связи.

Аппаратура потребителя для дифференциального режима включает в себя спутниковый приемник с дополнительной антенной и радиоприемником, которые и позволяют получать дифференциальные поправки с опорной станции. Эти поправки автоматически вносятся в результаты собственных измерений пользовательских устройств.

**Система предупреждения столкновений (СПС)** определяет положение других ЛА относительно данного. Цель такой системы - избежать столкновений. Это возможно только в отношении тех ЛА, которые имеют на борту такую же систему. Поэтому США и Европа сделали наличие на борту системы СПС обязательным условием для выполнения полетов в их воздушном пространстве.

В состав системы входит вычислитель и две антенны, а при отсутствии на борту системы индикации – еще и отдельный индикатор. Антенны располагают в носовой части самолета, но по разные стороны фюзеляжа - чтобы избежать взаимных помех. Одна антенна всенаправленная и расположена под фюзеляжем. Вторая антенна, служащая для точного определения направления на другой самолет, направленная, она расположена над фюзеляжем.

Система СПС не имеет собственного передатчика и пульта управления, а использует оборудование ответчика УВД. Пеленгуя излучаемые ответчиком УВД сигналы, СПС отслеживает траектории других самолетов и оценивает исходящую от них потенциальную угрозу. Если выявляется возможность конфликта, система оповещает об этом пилота, сразу же показывая, какой маневр необходим, чтобы избежать столкновения. Так как приближающийся ЛА может предпринять маневр в ту же сторону, системы СПС двух сблизившихся ЛА координируют взаимно свои намерения.

Выдаваемая системой информация делится на две категории: о воздушном движении (traffic advisory) и командная (resolution advisory). Информация о воздушном движении включает в себе только сведения о находящихся поблизости ЛА. По каждому из них сообщается горизонтальная дальность до него, его относительная высота и пеленг. Эта информация индицируется в виде карты на экране навигационного индикатора (рис.1.3). Командная информация представляет собой инструкции в символической форме; она может быть двух видов - корректирующая и предотвращающая. Корректирующая советует предпринять какой-либо маневр, предотвращающая, напротив, показывает, какой маневр нельзя выполнять, иначе возможно столкновение. Эта информация изображается на экране пилотажного индикатора в виде полосок на шкалах скорости и вертикальной скорости. Корректирующая информация изображается полоской зеленого цвета, предотвращающая – красного цвета.

Кроме выдачи информации для индикации пилоту, СПС может предусматривать привлечение внимания пилота к опасной ситуации другими

средствами - при помощи звуковых тональных сигналов, сигнальных табло, синтезированного речевого предупреждения.

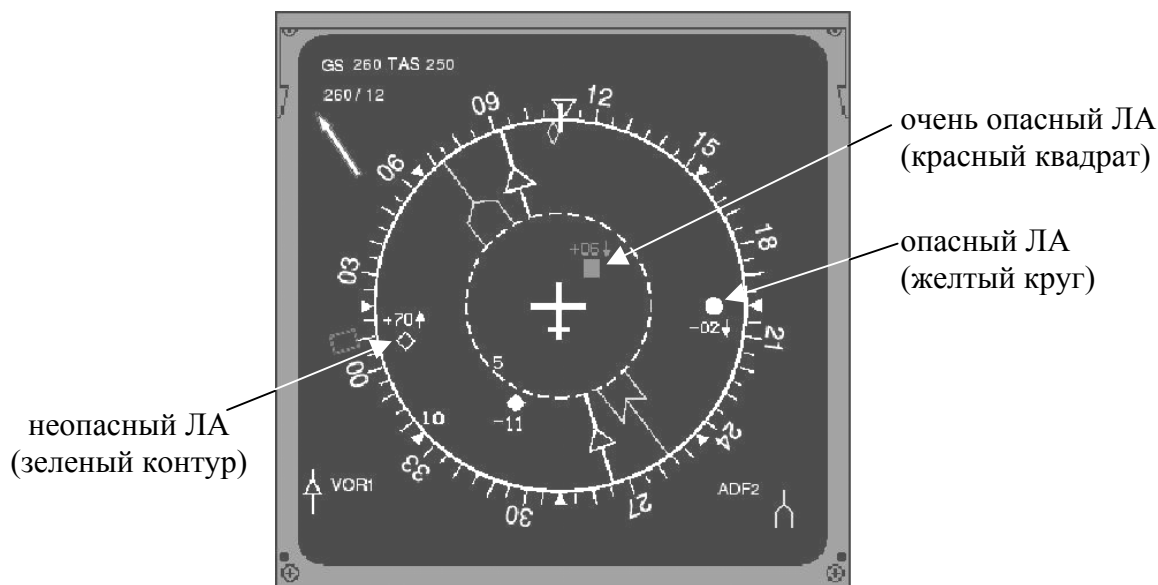


Рис.1.3. Вид экрана навигационного индикатора с данными СПС

Различают три версии СПС: TCAS I, TCAS II, TCAS III (от английского обозначения системы - Traffic Alert and Collision Avoidance System). TCAS I - самый простой вариант, предназначенный для авиации общего назначения (малой авиации). TCAS II предназначен для установки на пассажирские и транспортные самолеты. TCAS III - это дальнейшее развитие TCAS II.

Кроме перечисленных систем раньше широко применялись еще и **радиотехнические системы дальней навигации**, которые определяли географические координаты ЛА по сигналам наземных фазовых радионавигационных систем типа РСДН-20, «Omega», или импульсно-фазовых радионавигационных систем типа РСДН-3, РСДН-10, «Logan-C». Эти станции работают в диапазоне длинных волн и обеспечивают возможность определения местоположения ЛА на большом удалении от радиомаяков – в сотни и тысячи километров, т.е. по всему земному шару. Спутниковые навигационные системы постепенно вытесняют РСДН, на новых самолетах приемники РСДН уже не устанавливаются, наземные станции постепенно демонтируют.

К автономным радионавигационным системам относятся:

- радиовысотомер;
- доплеровский измеритель скорости и угла сноса;
- метеонавигационный радиолокатор.

Эти устройства не используют радиомаяки, а получают информацию из собственного радиосигнала, отраженного земной поверхностью или метеообразованиями.

**Радиовысотомер** (РВ) измеряет действительную (геометрическую) высоту полета. Существуют две разновидности РВ – для малых высот и для



больших. Радиовысотомер малых высот излучает радиосигнал, частота которого линейно изменяется в диапазоне 4200-4400 МГц. Отраженный землей или водой сигнал снова принимается, измеряется его частота и частота сигнала, излучаемого в этот момент. Разность частот пропорциональна расстоянию до земли. Такой метод эффективен только на малых высотах – до 1500 м. Существуют также радиовысотомеры не с частотной, а с импульсной модуляцией излучаемого сигнала (частота работы 845 МГц), способные измерять высоту в диапазоне 500-25000 м. В стандартный набор авионики ЛА они не входят.

В состав РВ входят передающая и приемная антенны, приемопередатчик, СВЧ-кабели. На ЛА устанавливают 1-3 комплекта РВ (для обеспечения надежности).

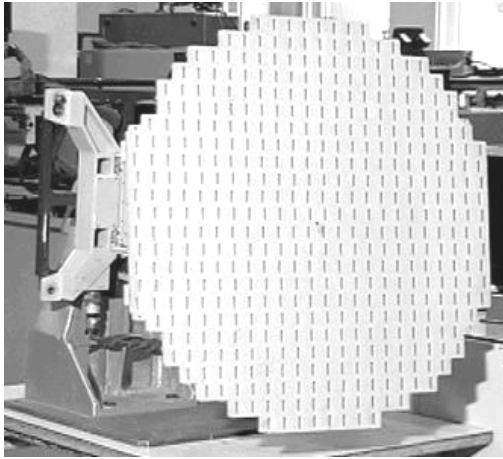
**Доплеровский измеритель скорости и угла сноса (ДИСС)** измеряет параметры вектора скорости ЛА: путевую скорость, то есть скорость относительно земли, и угол сноса – угол между направлением продольной оси ЛА и действительным направлением его движения. Снос ЛА вызван действием ветра.

ДИСС применяет наклонное облучение земной поверхности и определяет параметры вектора скорости по спектру частот сигнала, отраженного землей. Вследствие эффекта Доплера возникает сдвиг частот излученного и отраженного сигналов. Для повышения точности ДИСС излучает не один, а 3 или 4 луча в разных направлениях. Погрешность измерения не превышает 0,5% по скорости и 0,2° по углу сноса. Частота работы  $13325 \pm 75$  МГц.

В состав системы входит антенна, приемопередатчик и вычислитель, измеряющий сдвиг частот и вычисляющий по нему путевую скорость и угол сноса.

**Метеонавигационная радиолокационная станция (МНРЛС)** позволяет обнаружить зоны грозовой деятельности и обойти их. При наличии облачных структур на расстоянии до 200 км по курсу полета МНРЛС сигнализирует об этом пилотам. Для решения навигационных задач предусмотрен режим обзора рельефа поверхности земли. Современная усовершенствованная МНРЛС способна также обнаруживать сдвиг ветра, который представляет реальную опасность для ЛА и может привести к катастрофе.

В состав МНРЛС входят 1 или 2 приемопередатчика (если 2, то с волновым переключателем), антенный блок, волноводный тракт и пульт управления. Если на борту есть система индикации, для вывода метеоинформации используются ее индикаторы. Для этой цели в приемопередатчике предусматривается стандартный цифровой выход. При отсутствии системы индикации в состав метеорадиолокатора включается свой экраный индикатор.



**Рис.1.4. Антенный блок метеонавигационного радиолокатора**

Антенный блок предназначен для излучения СВЧ-импульсов, генерируемых приемопередатчиком, в виде узкого луча вертикальной поляризации и приема отраженных сигналов. МНРЛС работает в сантиметровом диапазоне, частота излучения  $9345 \pm 15$  МГц. Антенный блок устанавливается под радиопрозрачным обтекателем в носовом отсеке. Он состоит из волноводно-щелевой антенной решетки и электропривода с редуктором (рис.1.4). Антенная решетка сканирует влево-вправо от направления полета в диапазоне  $\pm 90^\circ$ , скорость сканирования не менее 15 раз в

минуту. В диапазоне сканирования метеолокатор испускает множество отдельных радиолучей (до 1024), каждый луч разбивается при приеме на множество расположенных друг за другом точек (типовое значение 256 точек, максимальное - 512) и для каждой точки измеряется уровень отраженного сигнала, который свидетельствует о наличии и плотности облаков и о турбулентности.

Приемопередатчик обрабатывает полученную информацию и выдает результаты измерений турбулентности в систему индикации. Выдаваемая информация масштабируется в зависимости от установленного на пульте управления диапазона дальности. На экране индикатора уровни отраженного сигнала изображаются точками разного цвета, обычно по мере увеличения уровня отраженного сигнала цвета располагают так: черный, зеленый, желтый, красный. Для турбулентности предусмотрен коричневый цвет, для сильной турбулентности - пурпурный. В результате точки создают на экране очертания метеообразований, расположенных в направлении полета. Как можно видеть на рис.1.5, на индикаторе видны очертания облачности, находящейся прямо по курсу полета. Более темные (красные) зоны соответствуют более опасным метеообразованиям.



**Рис.1.5. Изображение на индикаторе радиолокатора**

При эволюциях ЛА метеорардиолокатор стабилизирует луч антенны. Для этого он принимает информацию по углам крена и тангажа от ИНС.

Чтобы ускорить обзор пилот может с пульта управления уменьшить диапазон сканирования до  $\pm 45^\circ$ . Также он может задавать угол наклона антенны в пределах  $\pm 15^\circ$  градусов от горизонтальной оси ЛА. Это позволяет отстроиться от помех и повысить четкость изображения, рассматривать вертикальную структуру облачности, а при наклоне антенны вниз, к земле – использовать МНРЛС для обзора рельефа земной поверхности в целях навигации.

При высоте полета 12000 м МНРЛС позволяет обнаружить грозовые образования и города на расстоянии до 550 км.

### 1.3. Радиосвязные системы

Радиосвязные системы предназначены для:

- двустороннего обмена информацией между экипажем ЛА и наземными радиостанциями;
- двустороннего обмена информацией между экипажем ЛА и другими ЛА;
- для внутренней связи между членами экипажа;
- для связи между экипажем и пассажирами.

В обязательный минимум радиосвязного оборудования пассажирских самолетов входят:

- радиостанция СВЧ-связи;
- радиостанция ВЧ-связи;
- радиостанция для аварийной связи.

**Радиостанция СВЧ-связи** предназначена для оперативной связи в пределах прямой радиовидимости (до 350 км). Она работает в диапазоне 118-137,975 МГц, шаг частоты настройки 25 кГц. Так как это основная связная система, на ЛА устанавливают 2 комплекта аппаратуры – один основной, другой резервный. Соответственно имеется две антенны, одна – верхнего расположения (на нее работает основной комплект), другая – нижнего расположения (на нее работает второй комплект).

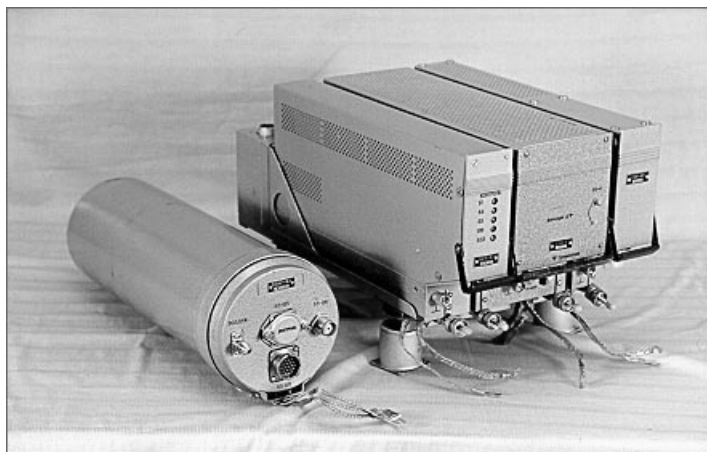
**Радиостанция ВЧ-связи** (рис.1.6) предназначена для дальней связи на расстояниях до 3000 км. Диапазон частот ВЧ-связи 2-30 МГц, шаг настройки 1000 Гц (28000 каналов). На ЛА устанавливают 1 или 2 комплекта аппаратуры.

Портативная **радиостанция для аварийной связи** и подачи сигналов бедствия работает на частотах 121,5 и 243 МГц.

В приполярных и полярных районах нужна еще **радиостанция диапазона 325-530 кГц**.

Выбор радиостанции для связи и настройка ее частоты на современных ЛА производится при помощи того же многофункционального пульта

управления, который используется для настройки радионавигационных систем. Для этого в приемопередатчиках предусматривается прием стандартного цифрового последовательного кода, которым передается частота настройки от МФПУ.



**Рис.1.6. Радиостанция ВЧ-связи**

На многих современных ЛА устанавливается *станция спутниковой связи*.

Спутники связи логично дополняют орбитальные группировки глобальных навигационных систем, позволяя значительно улучшить характеристики последних за счет использования систем регионального увеличения RAS (Regional Augmentation System). По широкополосному каналу этой системы осуществляется ретрансляция сигналов наземных станций СНС. Однако основное назначение спутниковой связи заключается в организации служебной связи и связи пассажиров с абонентами, находящимися вне пределов прямой радиовидимости.

Системы спутниковой связи обеспечивают высококачественную цифровую связь с высокой степенью надежности в любой точке земного шара. Летные экипажи с помощью спутниковой связи получают доступ к информации служб обеспечения полетов, в том числе к информации о метеоусловиях. Экипажи получают доступ к оперативной информации аэропортов о положении на воздушных трассах. При этом сообщения об изменениях графика движения поступают в реальном масштабе времени. С борта на землю через спутник передаются данные для управления полетом, например, о количестве топлива на борту, расчетное время прибытия, показания аппаратуры. Используя эту информацию, персонал наземных служб может лучше спланировать подготовку необходимого оборудования для минимизации времени обслуживания самолета. Важное значение имеет передача экстренных сообщений об аварийных ситуациях, попытке угона самолета и т.п. Пассажирам спутниковая связь дает возможность в полете разговаривать по телефону и посылать факсимильные сообщения или цифровые компьютерные данные в любую точку земного шара. Бортовые телекоммуникационные службы спутниковой связи позволяют осуществлять

продажу билетов и резервирование мест прямо на борту самолета, а также организовывать ряд дополнительных услуг.

Спутниковая система связи состоит из наземной станции связи, спутников и бортовой станции связи. Наземная станция выполняет функции управления системой и представляет собой «шлюз» для входа в наземные сети связи. Спутники, расположенные, как правило, на геостационарных орбитах, транслируют сигналы связи между бортовыми станциями связи и наземными станциями или между наземными станциями. Бортовые станции связываются со спутниками на частотах L-диапазона (1530-1670 МГц) и через них - с наземными станциями связи.

Бортовая станция включает систему связи салона, терминал спутниковой связи, одну или несколько антенн (для обеспечения многоканальности). Система связи салона содержит блок сопряжения с телефонами, факсимильными аппаратами и компьютерами пассажиров, с оборудованием связи кабины, с бортовым оборудованием связи, включая сопряжение с Североамериканской телефонной системой (NATS), Европейской телефонной системой связи земля - самолет (TFTS) и системой Gatelink. NATS представляет собой сотовую телефонную систему СВЧ-диапазона, TFTS является европейской сотовой телефонной системой L-диапазона, а система Gatelink - это система сопряжения со службами телекоммуникации, доступными через межсетевой интерфейс. Блок сопряжения выполняет те же функции, что и учрежденческая АТС с входящей и исходящей связью. Стандартная система связи ЛА обеспечивает гибкость в выборе типов телефонных аппаратов, факсимильных аппаратов, компьютеров и оборудования кабины, поэтому требуется еще один блок - промежуточный блок спутниковой телекоммуникации, который транслирует сигналы из блока сопряжения в формат, используемый системой спутниковой связи и передает в терминал спутниковой связи. В терминале происходит формирование сигналов для передачи речевой информации, факсимильной информации и данных, выполняются функции модуляции/демодуляции, исправления ошибок, кодирования, уплотнения, преобразование в высокочастотные сигналы с полосой частот 1626,5-1660, 5 МГц. Входные сигналы принимаются антенной системой с полосой радиочастоты 1530-1559 МГц и поступают в терминал для демодуляции.

Доступный уровень обслуживания зависит от скоростей пропускания каналов системы, которые, в свою очередь, зависят от коэффициента усиления антенной системы. Антенная система с низким коэффициентом усиления имеет одну небольшую антенну со всенаправленной диаграммой направленности. Она позволяет вести передачу данных с малой скоростью передачи (600 бит/с). Применение антенны с высоким коэффициентом усиления позволяет осуществлять высокоскоростную передачу данных, речевых и факсимильных сообщений со скоростью 21000 бит/с. Коэффициент усиления такой антенны увеличивается путем фокусирования большого количества энергии в нужном

направлении, а это означает наличие более узкого главного лепестка диаграммы направленности антенны. Следовательно, главный лепесток диаграммы направленности антенны с высоким коэффициентом усиления должен управляться и ориентироваться на спутник. Для этого терминал спутниковой связи непрерывно определяет направление на спутник. Данные углов тангажа и крена, а также курса, широты и долготы самолета терминал принимает от инерциальной навигационной системы. Положение всех спутников в системе связи хранится в его памяти. Используя данные о местоположении спутников и данные о текущем положении ЛА, терминал вычисляет направление на ближайший спутник. Данные об этом угле наведения поступают в подсистему антенны с высоким коэффициентом усиления, которая нацеливает луч в нужном направлении.

Кроме перечисленных систем на борту ЛА может устанавливаться следующая радиосвязная аппаратура:

- радиолокационный ответчик УВД;
- система селективного вызова;
- система адресной связи;
- аппаратура внутренней связи экипажа;
- усилитель связи с пассажирами.

**Радиолокационный ответчик УВД** предназначен для работы с наземными аэродромными и трассовыми вторичными радиолокаторами служб управления воздушным движением. В зоне действия такого радиолокатора ответчик обеспечивает автоматическую выдачу координатной отметки местоположения ЛА и информацию о высоте полета и номере (идентификаторе) ЛА. Для отечественных систем УВД ответчик передает также информацию об остатке топлива. Современные ответчики предусматривают также возможность приема информации от служб УВД для передачи ее пилотам. Частота работы в передающем режиме  $1090 \pm 0,06$  МГц, в приемном – 1030 МГц.

Ответчик содержит два приемопередатчика, каждый из которых работает на верхние, нижние и килевые антенны, а также пульт управления.

**Система селективного вызова** позволяет осуществлять вызов конкретного самолета или вертолета с наземной станции по радиоканалу. Наземную часть системы составляют кодер (блок, осуществляющий селективную кодировку) и ВЧ- или СВЧ-передатчик. На борту устанавливается приемник, декодер и панель установки кода ЛА.

**Система адресной связи** использует существующее радиосвязное оборудование для передачи с самолета на землю и обратно цифробуквенной информации в формате ACARS. Существующие системы адресной связи работают в ВЧ-диапазоне. Новое поколение этих систем будет использовать СВЧ-диапазон.

**Аппаратура внутренней связи** обеспечивает:

- двустороннюю телефонную связь между членами экипажа;

- двустороннюю телефонную связь экипажа с бортпроводниками;
- двустороннюю телефонную связь бортпроводников между собой;
- двустороннюю радиосвязь экипажа через любую из бортовых радиостанций;
- прослушивание экипажем сигналов опознавания радионавигационных систем и звуковых сигналов маркерных радиомаяков;
- прослушивание экипажем специальных звуковых и речевых сообщений, формируемых бортовыми системами (СППЗ, КИСС и т.п.);
- звуковую сигнализацию экипажу вызова бортпроводников.

Бортовой *усилитель связи с пассажирами* обеспечивает:

- голосовую связь от пилота к экипажу и пассажирам;
- голосовую связь от бортпроводника к пассажирам;
- усиление записанных сообщений и музыки;
- тональные звонки (вызов бортпроводника, "Не курить" и т.п.).

В настоящее время в авиации внедряются глобальные телекоммуникационные сети, предназначенные для передачи цифровых данных с земли на ЛА и с ЛА на землю. Эти сети будут связывать в единое целое все составляющие гражданской авиации – находящиеся в воздухе и на земле летательные аппараты, авиакомпании, службы управления воздушным движением, службы погоды и т.д. Они будут обеспечивать связь, навигацию, управление воздушным движением. Бортовая аппаратура пополнится 1-2 *телекоммуникационными терминалами*, сигнальным табло и *маршрутизатором*. Для передачи информации с борта и приема адресованной ЛА информации будет использоваться уже имеющиеся радиостанции.

Терминал устанавливается в кабине. Он представляет собой компактный индикатор с маленьким цифробуквенным экраном и несколькими кнопками вокруг него.

Маршрутизатор устанавливается в техотсеке. Он обеспечивает включение данного ЛА в глобальную сеть. Задачей маршрутизатора является выбор самого эффективного маршрута передачи данных и выбор между всеми возможными средствами связи (ВЧ-радиостанция, СВЧ-радиостанция, терминал спутниковой связи)

С появлением такой системы изменяется общение пилота с диспетчером: вместо голосовой связи они будут обмениваться стандартными сообщениями. Предполагается, что это позволит уменьшить количество возникающих недоразумений, вызванных некачественной радиосвязью и плохим владением английским языком. Кроме того, это позволит разгрузить радиодиапазон, который в настоящее время уже переполнен. Пилот будет выбирать на своем терминале одно из 128 возможных сообщений, которое он будет посылать одним нажатием кнопки. О приходе сообщений с земли пилота предупредит сигнальное табло, а само сообщение (диспетчера или кого-то другого) пилот увидит на экране своего терминала.

Еще одна функция телекоммуникационных сетей – обеспечение *автоматического зависимого наблюдения*, то есть слежение за

летательными аппаратами с земли и с других ЛА. Приемопередатчик ЛА будет на определенной частоте раз в секунду передавать всем другим информацию о своем ЛА – его идентификатор, координаты и высоту. В то же время он будет принимать подобные же данные от всех других ЛА. Наземные центры УВД будут передавать на борт данные по тем ЛА, которые не оборудованы подобными системами. Вся эта информация поступит в маршрутизатор, а оттуда – в систему индикации, на экранах которой пилот сможет увидеть ситуацию с воздушным движением вокруг своего ЛА.

#### **1.4. Системы автоматического пилотирования**

Системы автоматического пилотирования управляют полетом самолета. Это 4 самостоятельных системы:

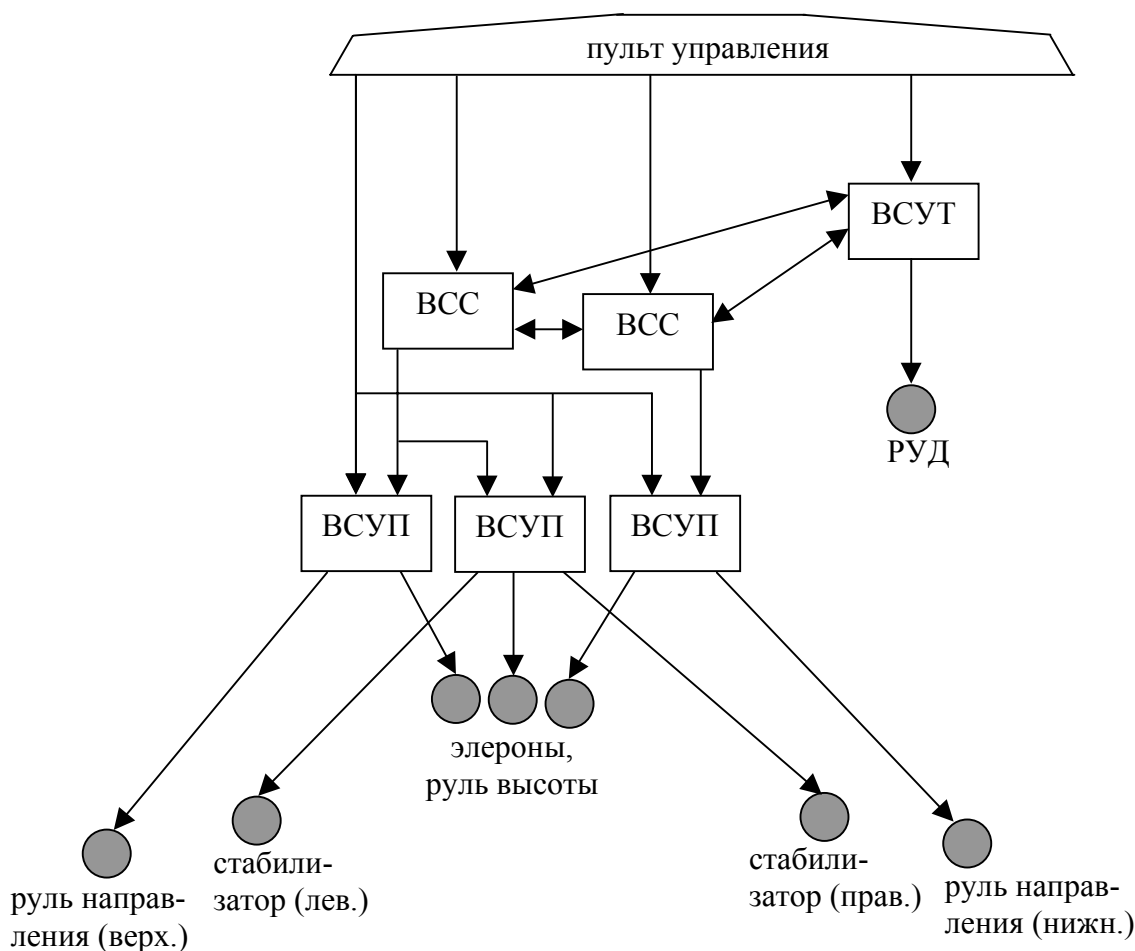
- автоматическая система повышения устойчивости и управляемости;
- вычислительная система управления полетом;
- вычислительная система самолетовождения;
- вычислительная система управления тягой.

Типичная схема взаимодействия систем автоматического пилотирования изображена на рис.1.7.

**Автоматическая система повышения устойчивости и управляемости** (АСУУ) предназначена для обеспечения требуемых характеристик управляемости самолета в ручном режиме, т.е. когда автопилот отключен. Ее функции:

- изменение загрузки рычагов управления элеронами и рулем высоты в зависимости от скоростного напора;
- ручная балансировка самолета по тангажу;
- демпфирование колебаний по курсу или по всем осям;
- изменение коэффициента передачи от педалей до руля направления в зависимости от воздушной скорости и положения закрылков;
- координация разворота, обеспечиваемая механической проводкой от элеронов к рулю направления;
- непосредственное управление подъемной силой путем управления закрылками, интерцепторами и воздушными тормозами;
- согласование отклонения элеронов и интерцепторов;
- изменение эффективности элеронов в зависимости от воздушной скорости и положения закрылков;
- ограничение отклонения закрылков в зависимости от воздушной скорости;
- ограничение отклонения руля направления по режимам полета;
- автоматическое парирование разворачивающего момента при отказе одного двигателя;
- снижение влияния турбулентности/порывов ветра;
- подавление флаттера.





**Рис.1.7. Системы автоматического пилотирования:**

*ВСС – вычислитель системы самолетовождения, ВСУП – вычислитель системы управления полетом, ВСУТ – вычислитель системы управления тягой, РУД – ручка управления двигателем*

Состав, структура и характеристики АСУУ сильно зависят от конкретного типа ЛА. В связи с высокими требованиями по надежности система имеет несколько независимых каналов. Например, система АСПУ-204 самолета ТУ-204 содержит основной и резервный контуры. Основной контур состоит из трехкратно резервированных цифровых блоков, резервный контур обеспечивает формирование управляющих сигналов с помощью аналоговых вычислителей.

Самолет способен летать с одной только АСУУ - без трех других систем, которые, напротив, используются не в ручном, а в других режимах управления. Кроме ручного управления бывают еще автоматический, совмещенный и директорный режимы управления.

*Автоматическое управление* обеспечивает управление ЛА без участия пилота. При *совмещенном управлении* в управлении активно участвуют и пилот, и системы автоматического управления: измеряются усилия,

прилагаемые пилотом к штурвалу по крену и тангажу и пропорционально им формируются управляющие сигналы для достижения требуемого углового положения. В режиме *директорного управления* роль систем автоматического управления пассивная: только выдача сигналов управления по крену, тангажу и ошибки по скорости на пилотажный индикатор. А непосредственное пилотирование осуществляет пилот, пользуясь при этом подсказками систем автоматического пилотирования на пилотажном индикаторе. Кроме того может быть *режим стабилизации* какого-либо параметра – высоты, скорости, числа  $M$ , и т.д. В режиме стабилизации системы автоматического пилотирования обеспечивают выдерживание того значения параметра, которое было достигнуто в момент включения режима.

Распределение функций между системами автоматического пилотирования приведено в таблице 1.1.

**Вычислительная система управления полетом (ВСУП)** выполняет основные автопилотные функции и управляет автоматической посадкой самолета. Независимо от включенного режима ВСУП предотвращает выход самолета за допустимые пределы по скорости, т.е. полет со скоростью меньше минимально-допустимой и больше максимально-допустимой скорости.

Система содержит:

- от 1 до 3 вычислителей, содержащих все интерфейсные, обрабатывающие и управляющие устройства;
- пульт управления системами автоматического пилотирования;
- блок сигнализации для информирования экипажа о включенных режимах ВСУП и о рабочем состоянии систем;
- датчики усилий на штурвале (по одному на каждом штурвале) для восприятия усилий, приложенных летчиком по крену и тангажу при совмещенном управлении;
- кнопка отключения автопилота на штурвале, которая отключает сервопривод ВСУП;
- пульт состояния/техобслуживания.

Для решения задач управления система принимает информацию от систем первичной информации (ИНС, СВС), радионавигационных систем (ILS, RW, DME), самолета (положение закрылков, руля направления, элеронов, руля высоты, шасси) и других систем автоматического пилотирования (ВСС, ВСУТ, АСУУ).

Выходные управляющие сигналы ВСУП поступают на руль высоты, элероны и руль направления. Для управления используются сигналы обратной связи о положении как сервоприводов, так и самих управляющих поверхностей.

**Вычислительная система управления тягой (ВСУТ)** вычисляет предельную тягу, возможную для данного режима полета, и осуществляет автоматическое управление тягой двигателей по вычисленной предельной тяге или в ответ на команды других систем автоматического управления.

Таблица 1.1

## Функции систем автоматического пилотирования

ФУНКЦИЯ	ВСУП	ВСС	ВСУТ
<i>Управление в боковом и продольном канале</i>			
Стабилизация углового положения (включая курс)	*		
Совмещенное управление	*		
Автоматический заход на посадку, автоматическая посадка	*		
Управление на пробеге	*		
Уход на 2-й круг	*		
Взлет	*		
Стабилизация высоты	*	*	
Стабилизация курса	*		
Выход на заданную высоту и выдерживание высоты	*	*	
Стабилизация/управление вертикальной скоростью		*	
Стабилизация/управление числом М		*	
Стабилизация/управление воздушной скоростью		*	
Смягчение турбулентности	*		
Директорное управление	*		
Управление по сигналам VOR		*	
Управление по сигналам ILS	*		
Навигация в боковой и вертикальной плоскостях		*	
Режимы улучшения полетных характеристик		*	
Экономичный режим			*
<i>Управление тягой</i>			
Вычисление предельного значения тяги			*
Ручное уменьшение предельного значения тяги			*
Автоматическое уменьшение предельного значения тяги		*	
Торможение при выравнивании	*		
Вычисление минимальной скорости (по углу атаки)	*		
Изменение положения закрылков	*		
Стабилизация/управление скоростью на посадке	*		
Стабилизация/управление скоростью в крейсерском режиме		*	
Оптимальное управление тягой		*	
Автоматическая отдача РУД		*	
Заход на посадку с торможением		*	
Управление оборотами		*	

*Примечания*

1) Взлет - выдача управляющих сигналов, соответствующих заданному профилю взлета на пилотажный индикатор.

2) Управление по сигналам VOR (ILS) - захват и следование по лучу VOR (по лучам ILS - курсовому и глиссадному).

3) Экономичный режим - наибольшая экономия топлива при одновременном выполнении требований навигации.

4) Автоматический заход на посадку и посадка - по лучам ILS (курсовому и глиссадному).

Исполнительный сервопривод задает двигателю нужную тягу, двигая ту же самую ручку управления двигателем (РУД), которой пользуется для этой цели пилот. В состав системы входят:

- 1-2 одинаковых вычислителя;
- пульт управления тягой, с помощью которого пилот включает режимы и функции управления тягой;
- переключатель для включения ВСУТ (на РУД);
- переключатель для включения режима ухода на второй круг;
- сервопривод;
- муфта сцепления РУД, обеспечивающая отключение сервопривода при отключении ВСУТ.

Кроме того ВСУТ использует пульт управления, блок сигнализации и пульт состояния/техобслуживания системы ВСУП. Для решения задачи управления тягой система принимает информацию от систем ИНС, СВС, РВ, от двигателя (обороты, расход топлива, отбор воздуха) и от других систем автоматического пилотирования.

**Вычислительная система самолетовождения (ВСС)** обеспечивает самолетовождение по оптимальным траекториям на всех фазах полета в соответствии с заложенным планом полета. Оптимизация может производиться по критериям минимума времени полета, минимальной стоимости, минимального расхода топлива или максимальной дальности полета. Для решения этой задачи ВСС формирует и выдает:

- команды траекторного наведения в вертикальной и боковой плоскости - в систему ВСУП;
- команды управления скоростью/тягой - в систему ВСУТ;
- сигналы отклонения от заданной траектории для индикации пилотам - в систему индикации.

ВСС хранит навигационную базу данных и базу характеристик ЛА. Введенный план полета и навигационные данные пролетаемого участка местности (радиомаяки, точки обязательного донесения, аэродромы и т.д.) ВСС передает в систему индикации для построения изображения схематической радионавигационной карты.

Другие функции ВСС:

- автоматический выбор и настройка бортовых радионавигационных систем на наземные радиомаяки VOR, DME, ILS, MLS, APK в соответствии с программой полета;
- инициализация инерциальных систем перед полетом (установка координат места и магнитного курса);
- расчет расстояния и времени полета до заданной точки пространства;
- расчет времени подъема/спуска до заданной высоты;
- ввод плана полета, вызов/корректировка введенного плана.

В состав системы входят 1-2 вычислителя и 1-2 пульта управления и индикации. При необходимости в состав может включаться и дополнительный накопитель для хранения баз данных. В вычислителе производится вся обработка информации, а при помощи пульта управления и индикации пилот взаимодействует с системой. Для этого пульт содержит экран и кнопочную клавиатуру. С их помощью пилот вводит план полета, производит необходимые настройки и расчеты. Пример исполнения вычислителя и пульта ВСС производства Universal Avionics показан на рис.1.8. Успехи микроэлектроники позволяют в новых ВСС встраивать вычислитель в пульт управления и индикации, не увеличивая габаритов последнего.

Для решения своих задач система принимает информацию от систем первичной информации (ИНС, СВС), радионавигационных систем (ILS, VOR, DME), электронного хронометра, а также от других систем автоматического пилотирования (ВСУП, ВСУТ). Системы ВСС нового поколения сопрягаются также со спутниковой навигационной системой, что позволяет обеспечить более высокую точность самолетовождения, чем при использовании одной только ИНС.

В перспективе ВСС должна обеспечить 4-мерное самолетовождение, то есть доставку самолета из одной точки пространства в другую в заданное время.



**Рис.1.8. Вычислитель и пульт управления/индикации системы самолетовождения**

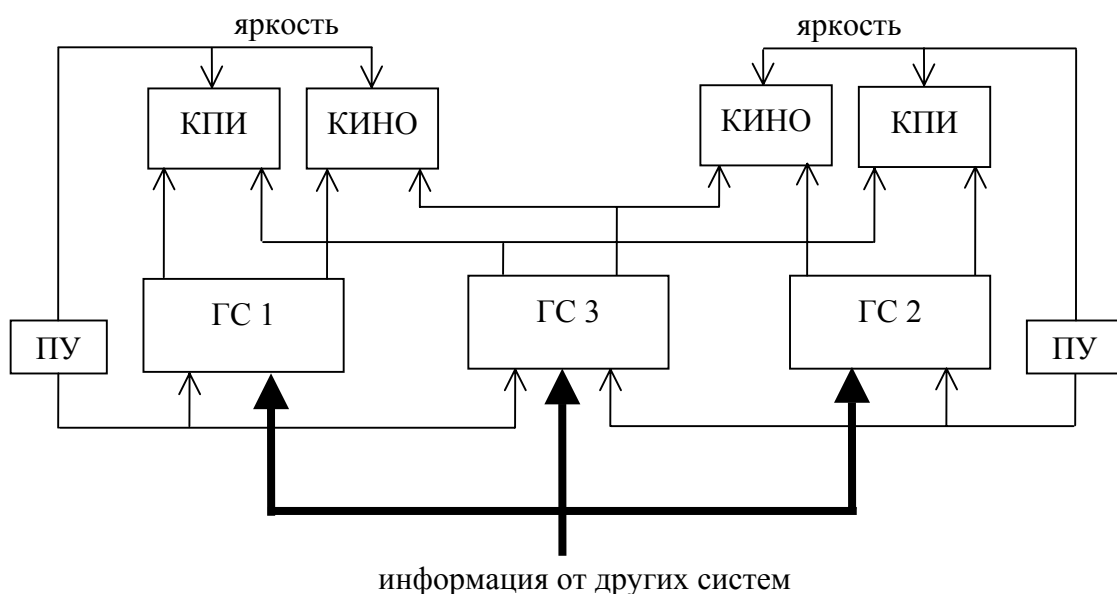
## **1.5. Бортовые информационные системы**

Бортовые информационные системы предоставляют экипажу самолета всю необходимую информацию – в визуальной, звуковой и тактильной форме. На пассажирском ЛА могут устанавливаться следующие БИС.

**Система электронной индикации (СЭИ)** предназначена для индикации пилотажной и навигационной информации. В состав системы входят индикаторы, от 1 до 3 вычислителей, которые часто называют *генераторами символов*, и пульта управления. Индикатор имеет экран, на котором индицируется информация, ранее представлявшаяся на шкалах отдельных

приборов. Генератор символов управляет построением изображения на индикаторе. Он принимает и обрабатывает пилотажную и навигационную информацию от различных систем ЛА – систем первичной информации (СВС, ИНС), радионавигационных систем (РВ, ILS, MLS, DME, VOR, АРК), систем автоматического пилотирования (ВСС, ВСУП, ВСУТ, АСУУ), от системы сигнализации и т.д. Пульт управления служит для связи пилота с системой, он обеспечивает выбор форматов изображения и регулирование яркости индикаторов.

Типовая структура СЭИ для ЛА с двумя пилотами изображена на рис.1.9. Перед каждым пилотом находятся два индикатора. На экране одного индицируется пилотажная информация, на экране другого – навигационная. Конкретный состав информации на экране может изменяться в зависимости от этапа полета и от того, что в данный момент интересует пилота. Для управления изображением на своих индикаторах у каждого пилота есть пульт управления. Каждый из двух основных генераторов символов управляет парой индикаторов, третий генератор символов – резервный, он участвует в работе системы только при отказе одного из основных.



**Рис.1.9. Структура системы электронной индикации:**

*ПУ - пульт управления, ГС - генератор символов, КПИ – комплексный пилотажный индикатор, КИНО – комплексный индикатор навигационной обстановки*

Основной функцией **вычислительной системы внутрикабинной сигнализации** является предупреждение экипажа о возникновении опасностей в полете и на борту ЛА. В частности, выдается сигнализация:

- о неправильной конфигурации органов управления самолета (асимметрия закрылков, посадка с убраннным шасси и т.п.);
- о превышении максимально-допустимой скорости;

- о достижении минимальной скорости полета;
- о слишком малой высоте полета;
- о сдвиге ветра;
- о неправильной работе бортовых систем и агрегатов (пожар двигателя, отказ генератора и т.п.).

Система содержит один или два вычислителя, которые собирают информацию от различных систем/датчиков самолета и производят над этой информацией логическую обработку, выясняя, не создалась ли где-нибудь опасная ситуация. Свои сообщения система выстраивает по приоритету, привлекая внимание пилотов в первую очередь к самым опасным событиям. Эти приоритеты гибкие, они зависят от этапа полета и состояния системы, на отдельных напряженных этапах (взлет, посадка) система вообще не отвлекает пилота малозначимыми сообщениями.

Для индикации своих сообщений экипажу система содержит индикатор, способный показывать цифробуквенную информацию. Система индицирует аварийные, предупреждающие и уведомляющие сообщения, а также использует другие способы сигнализации – с помощью звуковых сигналов (звонки, гонги и т.п.), тактильных воздействий (тряска штурвала). Аварийная сигнализация выдается в ситуациях, требующих немедленного действия, а на экране имеет красный цвет. Предупреждающая сигнализация выдается в ситуациях, требующих немедленного уведомления, и на экране имеет желтый цвет. Уведомляющая сигнализация имеет цвет иной, чем аварийные и предупреждающие сигналы, обычно - зеленый.

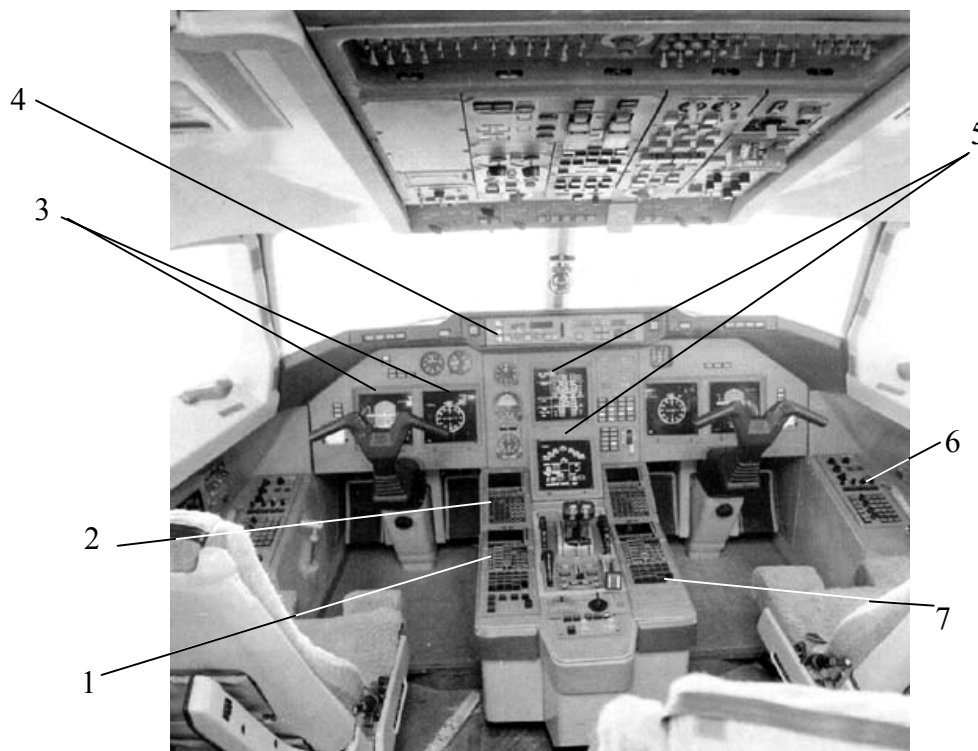
Если на ЛА установлена система электронной индикации, то система внутрикабинной сигнализации может не содержать отдельных индикаторов, сигналы из ее вычислителей поступают в генераторы символов СЭИ, которые превращают их в сообщения на экранах своих индикаторов.

Чаще функции системы внутрикабинной сигнализации выполняет более сложная система - **комплексная информационная система сигнализации** (КИСС). Кроме сигнализации она обеспечивает пилотов информацией о параметрах и состоянии двигателей и общесамолетных (общевертолетных) систем. Такая система имеет собственные индикаторы, обычно два, на которых постоянно индицируется сигнализация и основные параметры двигателей и на которые пилот может дополнительно вызвать информацию по интересующей его системе. В состав КИСС также входят пульты управления (1-2 по количеству пилотов) и вычислители. Могут в ее состав входить и блоки-концентраторы данных, если они не выделены в отдельную систему преобразования информации. Эти блоки собирают аналоговые и дискретные сигналы от датчиков, измеряют их и преобразуют в цифровой последовательный код, который передается своим вычислителям, а также другим заинтересованным в этой информации системам.

На новом поколении ЛА системы СЭИ и КИСС объединяют в единую систему – **комплексную систему электронной индикации и сигнализации**

(КСЭИС), которая выполняет функции обеих этих систем. Такая система обладает большей гибкостью в отношении представления информации и имеет меньшие массу, габариты за счет объединения вычислителей.

Расположение основных индикаторов и пультов в кабине экипажа магистрального самолета показано на рис.1.10.



**Рис.1.10. Кабина ТУ-204:**

*1 - пульт настройки радиосредств левого пилота, 2 - пульт управления и индикации ВСС левого пилота, 3 - индикаторы СЭИ левого пилота, 4 - пульт управления систем автоматического пилотирования, 5 - индикаторы КИСС, 6 - пульт управления СЭИ правого пилота, 7 - пульт управления КИСС правого пилота*

Кроме двух основных систем индикации – СЭИ и КИСС – на современных ЛА под разными названиями (электронный портфель, персональный помощник пилота) появляются **электронные планшеты**, которые индицируют пилоту различную справочную информацию, ранее находившуюся в кабине ЛА на бумажных носителях. Такое устройство представляет собой бортовой вариант портативного компьютера laptop. Индикатор обычно имеет вид планшета с экраном (рис.1.11). Органы управления (кнопки, устройство управления курсором) располагаются вокруг экрана или же сам экран является сенсорным и тогда кнопки просто изображаются на поле экрана.

Если на ЛА нет системы самолетовождения, то в кабине может устанавливаться самостоятельный **многофункциональный пульт управления и индикации**. Он выполнен в виде единого блока, на лицевой панели которого



расположены цифробуквенная клавиатура и экран. МФПУ служит для взаимодействия пилота со многими бортовыми системами. Для этого он имеет стандартный выход, по которому передает последовательным цифровым кодом команды и набранные пилотом значения (настройки радиочастот и т.п.) в другие системы.

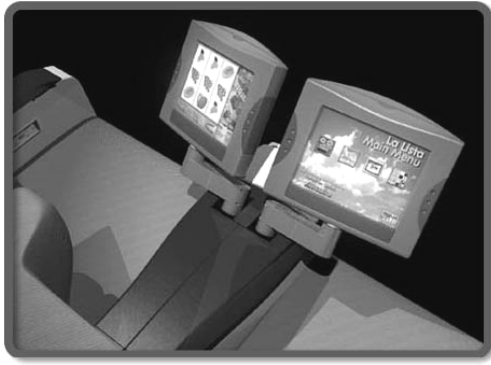


Рис.1.11. Электронная справочная система

Для предупреждения пилотов об опасных ситуациях наряду с системой сигнализации используется **речевой информатор**. Он воспроизводит заранее записанное речевое сообщение, относящееся к возникшей ситуации, например: «Пожар! Левый двигатель – пожар!». Современные речевые информаторы – компактные устройства, они могут встраиваться, например, в вычислитель КСЭИС.

В кабинах больших современных самолетов может устанавливаться **принтер**, который также можно отнести к классу бортовых информационных систем. Принтеры имеют связь со многими системами и обеспечивают распечатку документов различного назначения, например, полетных карт из бортовой базы данных. Простой принтер распечатывает цифробуквенную информацию на узкой бумаге, полноформатный позволяет распечатывать и цифробуквенную и графическую информацию на бумаге формата А4.

К бортовым информационным системам можно отнести и появившиеся недавно системы, предоставляющие различную информацию и услуги пассажирам самолетов. Они получили название **систем развлечения пассажиров** (In-flight entertainment system). В спинки кресел или в подлокотники монтируются терминалы, имеющие экран и необходимые органы управления (или сенсорные экраны, как, например, в случае, показанном на рис.1.12). На этих терминалах демонстрируются фильмы, можно получить информацию о маршруте и прохождении полета, с их помощью и при посредстве спутниковых систем связи можно подключиться в полете к Интернет.



**Рис.1.12. Терминалы на ручках пассажирских кресел**

## **1.6. Прочие пилотажно-навигационные системы**

*Система предупреждения приближения земли* (СППЗ) предупреждает экипаж об опасности столкновения ЛА с земной поверхностью. Система непрерывно анализирует положение ЛА относительно земли с целью выявления опасной тенденции и заблаговременного предупреждения экипажа в следующих случаях:

когда ЛА приближается к поверхности земли слишком близко или слишком быстро;

при потере высоты на взлете или при уходе на второй круг;

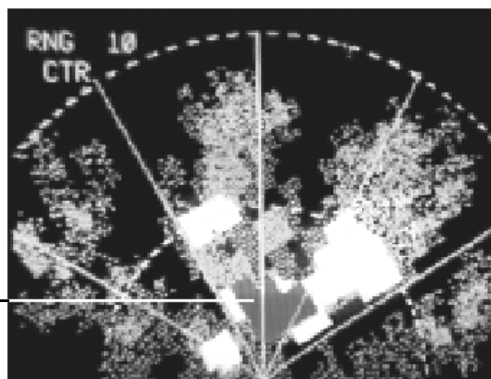
при полете вблизи земной поверхности в непосадочной конфигурации (не выпущено шасси, закрылки не в посадочном положении);

при отклонении вниз от глиссады на этапе захода на посадку.

СППЗ не имеет собственных датчиков и пользуется информацией систем первичной информации и радионавигационных систем – СВС, РВ, ILS, MLS, ИНС. Конструктивно система представляет собой один электронный блок. При возникновении опасной ситуации этот блок выдает в систему индикации предупреждающий сигнал для индикации пилотам соответствующего сообщения, а также выдает в аппаратуру внутренней связи предусмотренное для этого случая речевое предупреждение, например, «Земля, тяни вверх!».

Если на борту нет единой системы индикации, в состав СППЗ может включаться свой индикатор и пульт управления.

*опасные возвышенности рельефа изображаются красным цветом*



**Рис.1.13. Изображение рельефа на экране индикатора**

Новое поколение систем предупреждения приближения земли, получившее обозначение EGPWS (Enhanced Ground Proximity Warning System), использует не только информацию бортовых датчиков, но и цифровую базу данных о рельефе пролетаемой местности. Это позволяет определить угрозу столкновения заранее, еще до подлета к возвышенности рельефа. Кроме того, такая система выдает изображение рельефа на индикатор (рис.1.13), чем облегчает пилоту управление ЛА в условиях ограниченной видимости и ночью.

**Система предупреждения критических режимов (СПКР)** сигнализирует о достижении эксплуатационных пределов ЛА:

- по вертикальной перегрузке;
- по углу атаки;
- по минимальной и максимальной скоростям полета;
- по углу крена.

Кроме того, система может осуществлять:

- контроль при разбеге, своевременно предупреждая пилота о том что располагаемая длина взлетно-посадочной полосы не позволяет откладывать решение и необходимо либо взлетать, либо прекратить разбег;
- контроль эшелона, сигнализируя пилоту об отклонении от заданной высоты полета;
- сигнализацию о сдвиге ветра.

Подобно системе СППЗ она не имеет собственных датчиков и получает необходимые ей данные от других систем. В состав системы входят два одинаковых вычислителя, независимо обрабатывающих информацию и выдающих предупреждающие сигналы в систему электронной индикации.

**Система предупреждения о грозе** способна улавливать разряды молний и индицировать их пилоту. Наиболее часто используемая система такого типа – *Stormscope* фирмы BFGoodrich. Это пассивная система, измеряющая электрические разряды на расстоянии до 350 км. Система определяет азимут и дальность до зафиксированного места разряда. Изображение этой информации на экране навигационного индикатора (рис.1.14) помогает пилоту своевременно опознать начинающуюся грозу и обойти ее стороной. В состав системы входят индикатор (если на борту нет системы индикации) и приемник - в виде отдельного блока или в виде платы, встраиваемой в какой-либо другой блок.

**Система предупреждения о сдвиге ветра** анализирует движение самолета относительно воздуха, определяет условия сдвига ветра и предупреждает об этом пилота. Система содержит вычислитель, а если на ЛА нет системы индикации, то еще и дисплей. На отечественных ЛА таких систем нет, ее функции выполняет СПКР.

**Электронный хронометр** служит для обеспечения данными точного времени как самих пилотов, так и других систем самолета, например, ВСС. Он содержит прецизионный кварцевый генератор, вырабатывающий импульсы с высокой стабильностью частоты повторения. Текущие время и дата

индицируются на циферблате/экране хронометра и одновременно выдаются последовательным кодом бортовым потребителям. Хронометр также используется пилотами для измерения интервалов времени (секундомер), оповещения о наступлении заданного момента (таймер) и для измерения/индикации продолжительности полета.



Рис.1.14. Изображение от системы предупреждения о грозе

**Система сбора и локализации отказов (ССЛО)** служит для организации технического обслуживания ЛА. В полете система фиксирует все происходящие неисправности и сохраняет их в энергонезависимой памяти, а на земле индицирует обслуживающему персоналу. Перед полетом система организует контроль бортовых электронных систем. По ее команде системы проводят самоконтроль и обмениваются тестовой информацией. ССЛО собирает все результаты, анализирует и обобщает их, после чего выдает их для индикации системам индикации и сигнализации. Система позволяет определить неисправность бортового оборудования с точностью до сменного блока. Конструктивно ССЛО выполняется в виде моноблока, содержащего и вычислитель, и встроенный цифробуквенный экран, на котором она индицирует сообщения об отказах техническому персоналу.

## 1.7. Состав и структура авионики пассажирского самолета

Состав и структура авионики пассажирского магистрального самолета изображены на рис.1.15 (информационные связи показаны одинарными стрелками, управляющие – двойными). Экипаж при помощи расположенных в кабине органов управления (рычагов, рукояток, переключателей, кнопок и т.д) и многофункциональных пультов управляет самолетом, его двигателями и общесамолетными системами.

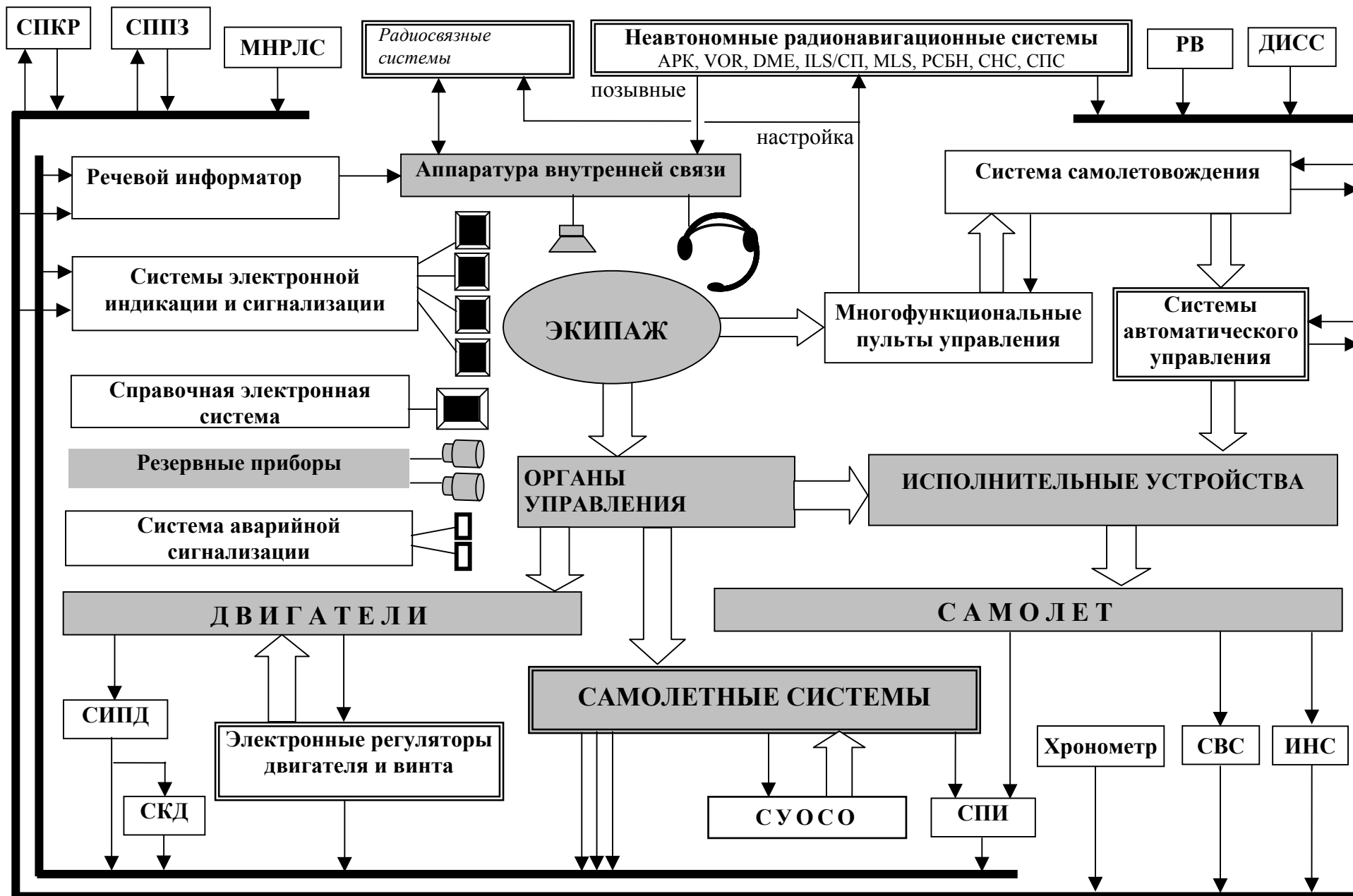


Рис.1.15. Авионика пассажирского самолета

Контур управления самолетом включает инерциальную навигационную систему (ИНС) и систему воздушных сигналов (СВС), которые измеряют параметры полета и передают их в систему электронной индикации. С помощью этой информации пилот осуществляет управление самолетом. Имеется также автоматический контур управления, включающий систему самолетовождения и системы автоматического управления полетом и тягой.

Контур управления двигателем включает систему измерения параметров двигателя (СИПД), которая также передает свою информацию в систему индикации. Пилот контролирует параметры двигателя на индикаторе системы. Кроме того, на самолете может устанавливаться специальная вычислительная система контроля двигателя (СКД), которая осуществляет предварительную обработку информации двигателей и сигнализирует пилоту с помощью той же системы индикации о достижении параметрами предельно-допустимых значений. Автоматическое управление двигателем осуществляют электронные регуляторы двигателя и винта (если самолет турбовинтовой).

Контур управления общесамолетными системами включает систему преобразования информации (СПИ), которая измеряет параметры общесамолетных систем и передает их в систему индикации для представления пилоту. На современных ЛА часто управление этими системами автоматизируется, для чего устанавливается специальная система управления общесамолетным оборудованием (СУОСО).

Все радионавигационные системы, неавтономные и автономные (МНРЛС – метеонавигационная радиолокационная станция, РВ – радиовысотомер, ДИСС – доплеровский измеритель скорости и угла сноса), используя свои антенно-фидерные системы, собирают навигационную информацию. Эта информация вместе с данными СВС, ИНС создает поток пилотажно-навигационной информации, которой пользуются системы верхнего уровня – системы автоматического пилотирования, бортовые информационные системы, вычислительные системы предупреждения о критических режимах (СПКР) и предупреждения о приближении земли (СППЗ). Причем системы автоматического пилотирования, СПКР и СППЗ пополняют этот поток информации своими данными.

Другой поток информации образует информация общесамолетных систем и двигателей. Оба информационных потока поступают в системы электронной индикации и сигнализации, которые принимают, обрабатывают и индицируют пилоту всю необходимую ему информацию. При наличии на борту единой комплексной системы электронной индикации и сигнализации (КСЭИС) именно она служит приемником всей информации. В качестве резерва на случай отказа основной системы индикации/сигнализации на борту ЛА могут устанавливаться резервные электромеханические приборы и система аварийной сигнализации, включающая при возникновении опасных ситуаций светосигнальные табло.

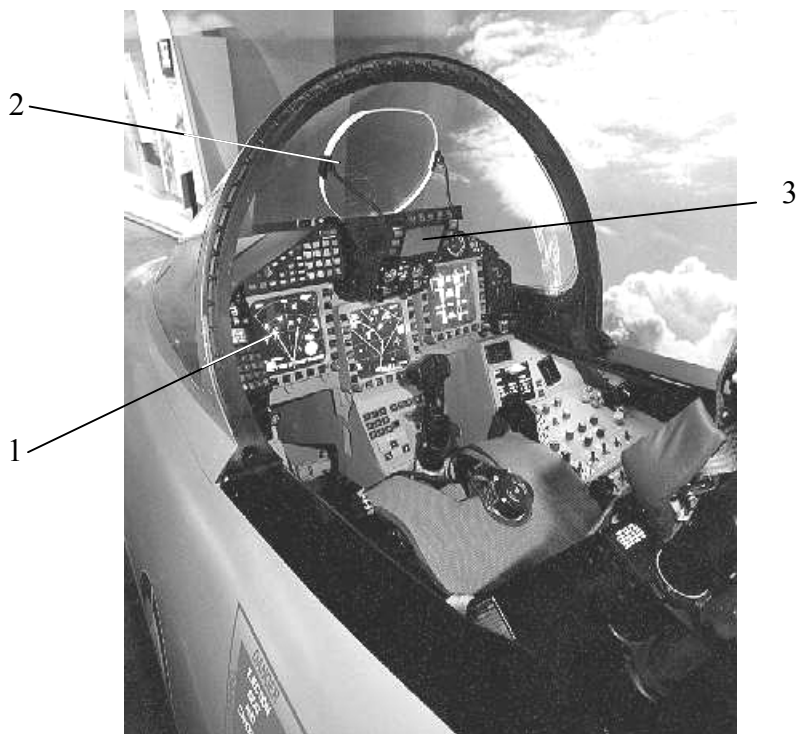
## 1.8. Авионика военных самолетов

Радиоэлектронное оборудование военных ЛА дополнительно включает ряд систем, предназначенных для ведения боевых действий - атаки, обороны и разведки. К этой группе относятся:

- обзорная радиолокационная станция;
- инфракрасная система переднего обзора / инфракрасная система поиска и слежения;
- теплопеленгатор;
- лазерный дальномер;
- компьютеры, осуществляющие слежение и прицеливание;
- комплекс электронного противодействия/обороны, включающий станцию предупреждения о радиолокационном облучении, радиолокационную станцию заднего обзора, средства электронной борьбы и средства разбрасывания помех.

Радиосвязное оборудование военных ЛА дополнительно имеет:

- терминал защищенного обмена тактическими данными, который в реальном масштабе времени связывает ЛА с самолетами дальнего радиолокационного обзора (AWACS), другими ЛА из своей группы, различными наземными и морскими абонентами (например, данные, полученные радаром одного самолета могут в реальном времени транслироваться другим самолетам группы, идущим в режиме радиомолчания);
- систему опознавания «свой-чужой».



**Рис.1.16. Кабина истребителя Eurofighter:**

*1 - многофункциональный индикатор, 2 - экран ИЛС, 3 - многофункциональный пульт управления*

ВЧ/СВЧ-радиостанция военного ЛА обеспечивает защищенный речевой обмен.

Кроме упоминавшихся выше бортовых информационных систем на военных ЛА могут устанавливаться следующие системы этого класса:

- индикатор на лобовом стекле;
- нашлемную систему индикации;
- речевую командную систему.

**Индикатор на лобовом стекле** (ИЛС) устанавливается перед пилотом (рис.1.16) и имеет прозрачный экран, на который проецируется пилотажная и прицельная информация. Благодаря своей прозрачности он не мешает пилоту наблюдать окружающее пространство – символы просто накладываются на изображение внешнего мира.

**Нашлемная система индикации** выполняет подобную же функцию, но в отличие от ИЛС экран системы (визор) прикреплен не к корпусу ЛА, а прямо к защитному шлему пилота (рис.1.17). Проецируемая на визор символьная информация постоянно находится перед глазами пилота – куда бы он ни смотрел.

**Речевая командная система** воспринимает речевые команды пилота и способна управлять индикацией, настройкой радиоканалов, выбором режимов работы бортовых систем и т.п. Она также может по запросу пилота сообщать ему текущие параметры полета – скорость, высоту, запас топлива.

Наличие такой системы позволяет повысить эффективность управления, сделать его более естественным и простым. Пилоту не приходится отрывать руки от ручек управления ЛА чтобы задать тот или иной режим, не нужно опускать голову, чтобы считать значение параметра с индикатора на приборной доске, а значит он может сосредоточиться на пилотировании и выполнении боевой задачи.



прозрачный визор

Рис.1.17. Нашлемная система индикации



## Глава 2

### ИНТЕРФЕЙС ПИЛОТ-ЛА

Бортовые информационные системы являются той частью бортового оборудования, с которой пилоты непосредственно взаимодействуют. На основе их информации у пилота создается мысленная модель процесса управления, с которой он работает в ходе своей деятельности. Поэтому эффективное использование таких систем невозможно без рассмотрения при их проектировании всего комплекса отношений «человек-машина» (в нашем случае – «пилот-летательный аппарат»). Взаимодействие пилота с БИС можно представить как взаимодействие двух мощных информационных процессоров, человека и компьютера, пытающихся общаться посредством интерфейса с узкой полосой пропускания и с множеством других ограничений. Повышение эффективности и пропускной способности этого интерфейса является важной задачей. Так как изменить человеческую компоненту в системе «пилот-информационная система» затруднительно, для создания эффективного интерфейса нужно приспособлять к пилоту вторую компоненту – бортовые информационные системы. При этом нужно знать возможности и ограничения пилота. Этот вопрос рассмотрен в разделе 2.1. Необходимо также представлять условия его работы. Оборудование кабины экипажа, используемое пилотами, методы проектирования кабин кратко описаны в разделе 2.2.

Отношения «пилот – информационная система» являются частью более общих отношений «пилот – летательный аппарат». Взаимодействие пилота с ЛА включает, с одной стороны, воздействие на ЛА и его системы при помощи различных средств и органов управления, с другой стороны – информирование пилота о состоянии объекта управления и окружающей обстановке посредством бортовых информационных систем. Весь комплекс этих взаимодействий, следуя принятой за рубежом терминологии (*pilot-vehicle interface*), будем называть в дальнейшем *интерфейсом пилот-ЛА*.

При создании бортовых информационных систем необходимо исходить из прогрессивных принципов проектирования интерфейса пилот-ЛА. Эти принципы изложены в разделе 2.3. Раздел 2.4 посвящен перспективному направлению организации интерфейса пилот-ЛА – адаптивному интерфейсу.

Далее рассматриваются общие принципы представления информации пилоту, которыми следует руководствоваться при разработке любой БИС (раздел 2.5). В завершающем главу разделе 2.6 обсуждаются те недостатки первых поколений БИС, которые выявились в результате их практического применения. Уроки, которые можно извлечь из этого, являются залогом совершенствования подобных систем в будущем.

Следует подчеркнуть, что летный экипаж совсем не обязательно состоит только из пилотов. В соответствии со сложностью и назначением ЛА в состав экипажа могут входить и другие специалисты – бортинженер, штурман,

оператор вооружения и т.д. Все, о чем пойдет речь далее, относится к взаимодействию с БИС и с ЛА в целом не только пилота, ни и любого члена экипажа, поэтому нужно понимать, что слово «пилот» в понятии «интерфейс пилот-ЛА» и далее в тексте употребляется только для краткости, в равной мере все сказанное относится и к другим членам экипажа.

## 2.1. Возможности и ограничения пилота

Важным параметром, характеризующим способность человека воспринимать поступающую информацию, является его *пропускная способность* или скорость переработки информации. Пропускная способность человека зависит от степени участия памяти в процессе переработки и передачи информации. Максимальная пропускная способность не превышает нескольких десятков бит/с и достигается в тех случаях, когда память не используется, что характерно для бессознательных рефлексов. Хорошо обученный и тренированный пилот отрабатывает часть своих действий до автоматизма, то есть использует канал без памяти. Пропускная способность при этом приближается к предельно возможной величине и составляет 10-50 бит/с. При использовании оперативной памяти пропускная способность снижается до 0,5-5 бит/с, если же используется долговременная память, то пропускная способность составляет всего 0,04-0,2 бит/с.

Пропускная способность человека-оператора связана также с темпом поступления к нему информации от машины. Если темп слишком низкий, активность оператора падает («засыпание»). Высокий темп подачи входной информации приводит к резкому росту ошибок и отказу оператора от выполнения задачи (рис.2.1) [13].



Рис 2.1. Зависимость пропускной способности человека от скорости поступления информации:  
1 - перегрузка, 2 - нормальная работа, 3 - затухание активности

Прием информации человеком-оператором представляет собой процесс формирования чувственного образа. Физиологической основой этого процесса является работа *анализаторов*. Анализаторы состоят из множества рецепторов, проводящих нервных путей и центров в коре полушарий головного мозга. Рецепторы воспринимают воздействие раздражителя (стимула)

определенной физической природы, осуществляют первичную обработку информации и передают ее дальше в мозг. Каждый анализатор специализируется на восприятии определенных раздражителей, основные анализаторы человека – зрительный, слуховой, тактильный, вкусовой, обонятельный, температурный, вестибулярный. Тактильный анализатор отвечает за осязание, вестибулярный анализатор воспринимает положение организма в пространстве, назначение остальных ясно из названий. В процессе полета пилот использует информацию всех анализаторов, однако для передачи ему информации БИС подходят только три из них – зрительный, слуховой и тактильный.

Основными характеристиками любого анализатора являются абсолютный и дифференциальный пороги. *Нижним абсолютным порогом чувствительности* называется минимальная величина раздражителя (сигнала), вызывающая едва заметное ощущение. Сигналы, величина которых меньше нижнего порога, человеком не воспринимаются. *Верхним абсолютным порогом чувствительности* называется максимально допустимая величина раздражителя. Увеличение интенсивности сигнала сверх верхнего порога (сверхгромкий звук, слепящая яркость и т.д.) вызывает у человека болевое ощущение. Интервал между верхним и нижним порогами называется *диапазоном чувствительности*. У человека диапазоны чувствительности анализаторов достаточно велики, что обеспечивается разными видами адаптации. Под *дифференциальным порогом*  $\Delta S_{\min}$  понимается минимальное различие между двумя раздражителями либо между двумя состояниями одного раздражителя, вызывающее едва заметное различие ощущений. Доказано, что относительная величина дифференциального порога примерно постоянна:

$$\frac{\Delta S_{\min}}{S} = \text{const}$$

где  $S$  – интенсивность раздражителя.

Вследствие такого свойства анализаторов человека дифференциальный порог обычно выражают в относительных единицах (в %). Постоянство относительного дифференциального порога является следствием основного психофизического закона Вебера-Фехнера, согласно которому интенсивность ощущения пропорциональна логарифму интенсивности раздражителя.

### ***Зрительный анализатор***

Зрительный анализатор является важнейшим из всех, так как более 90% всей информации человек воспринимает с его помощью.

Большую роль в процессе зрительного восприятия играют движения глаз. С их помощью осуществляется поиск заданного объекта, установка глаза в исходную позицию, обследование объекта, его опознание и различение его

деталей. С помощью трех пар мышц глаза способны совершать вращательные движения с тремя степенями свободы. Оба глаза обычно движутся синхронно. Исключение представляет случай, когда глаза движутся по отдельности навстречу друг другу (конвергенция) или в противоположных направлениях (дивергенция). Таким образом работает один из механизмов стереоскопического зрения.

Движение глаз по большей части не плавное, а состоит из коротких установочных движений – *скачков*, которые чередуются с относительно неподвижным состоянием глаз – *фиксациями*. Цель скачка: спроецировать изображение интересующей детали объекта на определенный участок сетчатки - *fovea*. Этот участок располагается в центре так называемого *желтого пятна*, которое наиболее насыщено рецепторами. Угловой размер *fovea* всего  $1^\circ$ . При чтении, например, в зоне *fovea* может уместиться только изображение одного небольшого слова. Поэтому зрительная работа состоит из непрерывных скачков, по окончании каждого из которых зрительный анализатор получает новую порцию информации во время фиксации. Время фиксаций составляет свыше 90% времени зрительного восприятия. Продолжительность фиксации обычно 200-600 мс, но может отклоняться как в меньшую, так и в большую сторону.

Во время скачков глаз почти не получает никакой информации. Это очень быстрое движение, скорость поворота глаза может достигать  $600^\circ/\text{с}$ . Причем такое движение носит баллистический характер, то есть если оно начато, то уже не может быть остановлено или направлено к другому положению фиксации. Продолжительность скачка составляет 10-100 мс. За это время глаз успевает повернуться на угол до  $50^\circ$  (обычно  $15-20^\circ$ ).

Направление очередной фиксации выбирается периферийным зрением. Когда цель намечена, скачок следует не мгновенно, а с задержкой, как минимум, 100 мс. Также скачки не могут следовать друг за другом без перерыва: после предыдущего скачка должно пройти не менее 100-200 мс прежде, чем станет возможен следующий.

Плавные движение глаза совершают только в редких случаях: при слежении за движущимся объектом или компенсируя движение головы. Если объект движется со скоростью свыше  $100^\circ/\text{с}$ , плавное преследование его глазами становится невозможно. Уже при скорости более  $30^\circ/\text{с}$  плавное следование глаз за объектом чередуется со скачками, корректирующими запаздывание.

Движения глаз необходимы для зрительного восприятия. В ряде опытов при помощи специального устройства изображение объекта стабилизировалось относительно сетчатки глаза и уже через 2–3 с после стабилизации человек переставал видеть объект.

Движение глаз – неосознанный процесс и сознательно управлять им человек почти не может.

Характеристики зрительного анализатора делятся на энергетические, пространственные, временные и информационные.

К основным энергетическим характеристикам относятся диапазон яркостей и относительная видность.

*Диапазон яркостей*, воспринимаемых глазом, очень велик: примерно от  $10^{-7}$  до  $1,6 \cdot 10^5$  кд/м<sup>2</sup>. Однако глаз не способен в каждый момент времени воспринимать изображения во всем диапазоне яркостей. Такой широкий диапазон обеспечивают несколько адаптационных механизмов: изменение апертуры зрачка, зажмуривание и др. В процессе адаптации в значительной степени (до  $10^8$  раз) меняется чувствительность глаза. При данном состоянии адаптации глаз чувствителен только к двум из двенадцати порядков диапазона воспринимаемых яркостей. Различают светловую и темновую адаптацию. Время *светловой адаптации*, т.е. адаптации к большей освещенности, составляет 6-8 мин. *Темновая адаптация* занимает порядка 30 мин.

С яркостью выше  $10^6$  кд/м<sup>2</sup> адаптация глаза не справляется и такая яркость воспринимается как слепящая.

Минимально обнаруживаемая яркость знака составляет 10 кд/м<sup>2</sup>.

Дифференциальный порог зрительного анализатора по яркости составляет 1%.

*Относительная видность* характеризует цветовое восприятие зрительного анализатора. Глаз человека воспринимает электромагнитные волны в диапазоне 380–760 нм.

Однако чувствительность глаза к волнам различной длины неодинакова. Наибольшую чувствительность глаз имеет по отношению к волнам в середине спектра видимого света (500–600 нм). Этот диапазон соответствует излучению желто-зеленого цвета. В дневное время пиковая чувствительность глаза соответствует длине волны 555 нм, в ночное время – 507 нм.

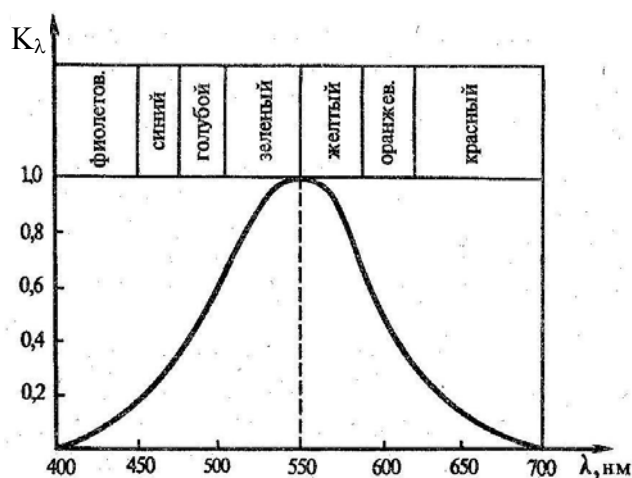


Рис.2.2. Чувствительность человека к цвету

Относительная видность цветных изображений оценивается как

$$K_{\lambda} = \frac{R_{\lambda}}{R_{550}}$$

где  $R_{550}$  — зрительное ощущение, вызываемое источником излучения длиной волны 550 нм;  $R_{\lambda}$  — зрительное ощущение, вызываемое источником той же мощности, но генерирующим излучения, длина волны которых равна  $\lambda$ .

Кривая относительной видности приведена на рис.2.2 [10].

Для каждого из трех основных цветов (красный, желтый, зеленый) зрительный анализатор человека способен в дневное время различить до 1000 различных уровней интенсивности. Однако восприятие цвета очень сильно зависит от положения объекта относительно глаза. За пределами зоны  $\pm 60^\circ$  относительно линии визирования по горизонтали большинство цветов уже не различается.

Восприятие цвета в значительной мере зависит от окружающих цветов, особенно если цветная область окружена областью другого цвета. Если окружающая область темнее, область внутри будет казаться более яркой и менее серой, если окружающая область светлее – внутренняя область будет казаться темнее и серее.

Цветовое восприятие объекта зависит также от того, на какой цвет был обращен взгляд до момента наблюдения. Например, после синего цвета красный кажется в первый момент оранжевым, после зеленого синий цвет воспринимается как фиолетовый и т.п. В табл. 2.1 [13] приведены кажущиеся цвета при переносе взгляда от одного объекта к другому.

Таблица 2.1

**Кажущиеся цвета после переноса взгляда**

Цвет поверхности на которую глаз смотрел раньше	Цвет поверхности на которую переносится взгляд					
	Красный	желтый	зелёный	синий	фиолетовый	белый
	Цвет поверхности, видимый сразу после переноса взгляда					
<b>Красный</b>	Грязно - красный	Зеленовато - желтый	Насыщенно-зелёный	Голубой	Синий	Изумрудно-зелёный
<b>Желтый</b>	Пурпурный	Серовато - желтый	Голубовато-зелёный	Насыщенно-синий	Насыщенно-фиолетовый	Фиолетовый
<b>Зелёный</b>	Насыщенно-красный	Оранжевый	Серовато - зелёный	Фиолетовый	Пурпурный	Пурпурно - красный
<b>Синий</b>	Оранжевый	Лимонно - зелёный	Желтовато - зелёный	Серовато - синий	Пурпурный	Оранжевый
<b>Фиолетовый</b>	Оранжевый	Лимонно - желтый	Желтовато - зелёный	Голубовато-синий	Серовато - фиолетовый	Зеленовато - желтый

К пространственным характеристикам зрительного анализатора относятся поле зрения, острота зрения, стереоскопичность и объем зрительного восприятия.

*Мгновенное поле зрения* глаза имеет овальную форму. Его размеры обычно:  $110^\circ$ - $135^\circ$  по вертикали и  $140^\circ$ - $160^\circ$  по горизонтали (рис.2.3).

В поле зрения выделяют три зоны: *центрального зрения*, где возможно наиболее четкое различение деталей; *ясного видения*, где при неподвижном глазе можно опознать предмет без различных мелких деталей; *периферического зрения*, где предметы обнаруживаются, но не опознаются.

При центральном положении предмета его изображение попадает на наиболее чувствительный участок сетчатки – желтое пятно. Размер желтого

пятна обуславливает угловой размер зоны центрального зрения  $\varnothing 2^\circ$ . Зона ясного видения занимает участок поля зрения от зоны центрального зрения до  $\varnothing 30-35^\circ$ . За пределами зоны ясного видения располагается зона периферического зрения, она играет большую роль при ориентации во внешней обстановке. Объекты, находящиеся в этой зоне, легко и быстро могут быть перемещены в зону ясного видения с помощью установочных движений (скачков) глаз.

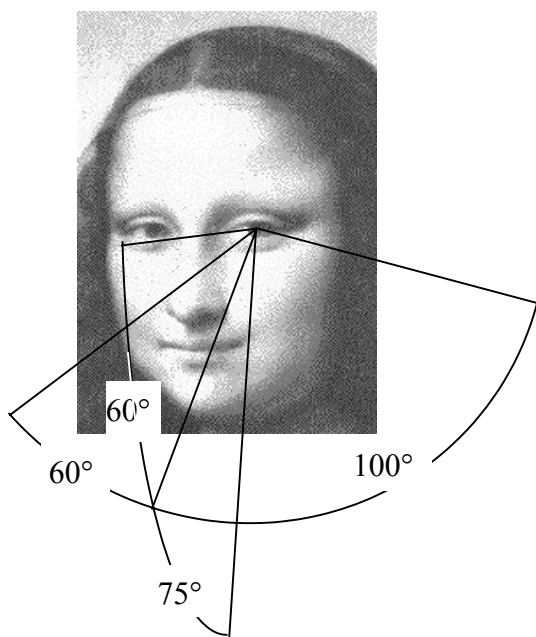


Рис.2.3. Поле зрения глаза

без поворота головы достигает  $270^\circ$ . За счет поворота головы нормальный взрослый человек может увеличить поле зрения еще на  $90^\circ$  влево и на  $90^\circ$  вправо от нейтрального положения. При необходимости переноса линии взгляда на угол свыше  $20^\circ$  движение глаз обычно сопровождается и движением головы. Без участия шеи человек может двигать головой на  $25^\circ$  вверх и на  $10^\circ$  вниз, с участием шеи и с наклоном туловища общее поле зрения еще более расширяется.

Медицинские исследования показали, что скорость движения головы может достигать  $350$  град/с.

Считается, что в кабине ЛА без поворота головы и глаз зона наблюдения пилота, в которой он может ясно видеть, ограничивается телесным углом  $\varnothing 10^\circ$ . С поворотом глаз и, как исключение, головы размер зоны наблюдения увеличивается до углов  $31^\circ$  влево/вправо и  $23^\circ$  вверх/вниз. С поворотом головы и наклоном туловища зона наблюдения увеличивается до  $53^\circ$  влево/вправо,  $42^\circ$  вверх и  $57^\circ$  вниз.

*Остротой зрения* называется способность глаза различать мелкие детали предметов. Острота зрения зависит от многих факторов, главные из которых: вид объекта, уровень освещенности, расстояние до рассматриваемого предмета

и его положение относительно наблюдателя, возраст пилота, спектральное распределение энергии излучения, контраст между объектом и фоном, продолжительность действия зрительных стимулов. Острота зрения в отношении движущихся объектов зависит от скорости движения. Максимальная разрешающая способность обеспечивается в зоне центрального зрения, для нормального зрения в комнатных условиях и при черно-белом изображении она составляет меньше угловой минуты - около  $50''$ . При высокой освещенности, при большом контрасте, при наблюдении цветных и движущихся изображений острота зрения еще более увеличивается. Видимые глазом звезды и световые блики имеют размер меньше  $20''$ . При качаниях и вибрациях острота зрения уменьшается до  $3'$ . В направлении от зрительной оси глаза к периферии острота зрения быстро ухудшается, под углом  $20^\circ$  острота зрения в 2 раза меньше, под углом  $10^\circ$  - в 10 раз меньше, а под углом  $30^\circ$  - уже в 23 раза меньше, чем прямо перед собой. Однако благодаря способности глаза поворачиваться на  $45^\circ$  вокруг вертикальной оси, можно в любой момент обеспечить максимальную остроту зрения в пределах телесного угла  $\varnothing 90-95^\circ$ .

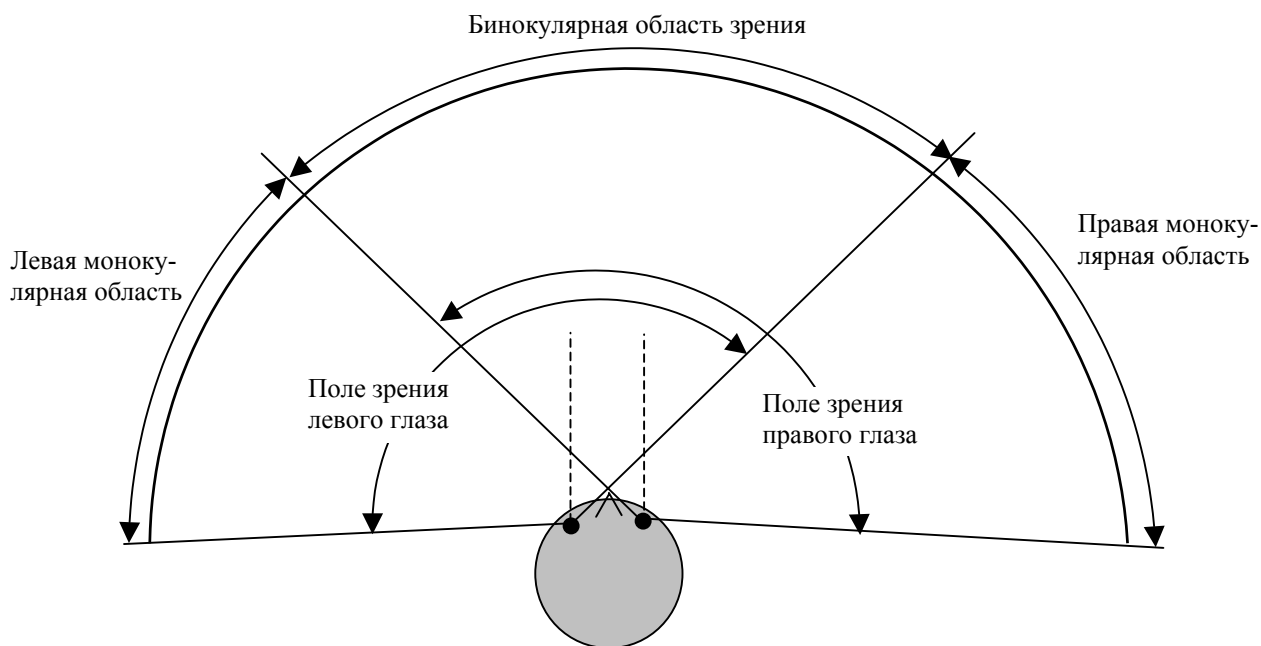


Рис.2.4. **Общее поле зрения человека**

*Стереоскопичность* зрения позволяет воспринимать окружающую обстановку объемно: оценивать взаимное расположение предметов, расстояние между ними и удаленность от наблюдателя. Стереоскопичность обеспечивается за счет использования нескольких физиологических и психических механизмов, обычно действующих одновременно. Основной из них, *бинокулярный параллакс*, основан на том, что за счет небольшого расстояния между глазами



один и тот же предмет видится ими несколько по-разному, что позволяет оценить расстояние до него. Это свойство зрения эффективно только при удаленности предмета наблюдения от 20 см до 5,5 м. За пределами этой зоны визуальная система человека автоматически использует другие средства и способы. К физиологическим механизмам стереоскопичности кроме бинокулярного параллакса относятся аккомодация, конвергенция и монокулярный параллакс движения. Конвергенция и бинокулярный параллакс – бинокулярные механизмы, то есть требуют участие обоих глаз.

*Аккомодация* заключается в фокусировке оптической системы глаза при расстояниях до предмета наблюдения до 1,8 м. При удалении на большее расстояние глаз фокусируется в бесконечность.

*Конвергенция* заключается в нацеливании зрачков обоих глаз на одну деталь. Конвергенция проявляется на расстояниях, меньших 6 м.

*Монокулярный параллакс движения* как и бинокулярный параллакс использует два изображения с разных ракурсов, но получены они могут быть от одного глаза за счет движения головы, т.е. как два последовательных кадра изображения. Сравнение этих двух изображений обеспечивает человека информацией о расстоянии до объектов. Диапазон действия этого механизма такой же как у бинокулярного параллакса.

Наряду с физиологическими механизмами стереоскопичности визуальная система человека использует и известные свойства изображений. Обработка этой информации и пространственное упорядочивание объектов производится подсознательно мозгом человека. Используются следующие закономерности.

1) Когда размер реального объекта известен, мозг может вычислить расстояние до него путем оценки размера изображения объекта на сетчатке.

2) Когда мы смотрим на параллельные линии, уходящие вдаль, мы видим их сходящимися по мере удаления к горизонту. Этот эффект, называемый *линейной перспективой*, также используется мозгом при оценке удаленности объектов.

3) Чем ближе мы находимся к объекту, тем более нам видна текстура его поверхности. Поэтому объекты с более гладкой текстурой обычно интерпретируются мозгом как более удаленные.

4) Расположенные ближе объекты перекрывают нам видимость частей более удаленных объектов. Это свойство используется для упорядочивания объектов в пространстве.

5) Объекты, находящиеся очень далеко, кажутся подернутыми дымкой из-за неидеальной прозрачности воздуха, наличия в нем частиц влаги и пыли. Поэтому ясность изображения объекта служит для мозга мерой удаленности этого объекта от наблюдателя.

6) Когда нам известно расположение источника света, то по степени освещенности объекта и по отбрасываемым объектом теням мы можем определить степень близости его к этому источнику.

При использовании свойств 1)-6) достаточно изображения одного глаза, бинокулярность упрощает дело, но не является обязательным условием работы этих способов стереоскопического видения.

Важной характеристикой является *объем зрительного восприятия*: число объектов, которые может охватить человек в течение одной зрительной фиксации. При предъявлении не связанных между собой объектов объем восприятия составляет 4–8 элементов (в зрительном образе может отражаться значительно большее число объектов, однако они не могут быть воспроизведены из-за ограниченного объема памяти).

Временные характеристики зрительного анализатора определяются временем, необходимым для возникновения зрительного ощущения при тех или иных условиях работы оператора. К ним относятся: латентный (скрытый) период зрительной реакции, длительность инерции ощущения, критическая частота мельканий, длительность информационного поиска.

*Латентным периодом* называется промежуток времени от момента подачи сигнала до момента возникновения ощущения. Это время зависит от интенсивности сигнала (так называемый закон силы: чем сильнее раздражитель, тем реакция на него короче), его значимости (реакция на значимый для оператора сигнал короче, чем на сигналы, не имеющие для него значения), сложности работы оператора (чем сложнее выбор нужного сигнала среди остальных, тем реакция на него будет больше), возраста и других индивидуальных особенностей человека. В среднем же латентный период зрительной реакции лежит в пределах 160–240 мс.

Если же возникает необходимость в последовательном реагировании оператора на дискретно появляющиеся сигналы, то период их следования должен быть не меньше *времени сохранения ощущения*, равного 0,2–0,5 с. В противном случае будут замедляться точность и скорость реагирования, поскольку во время прихода нового сигнала в зрительной системе оператора еще будет оставаться образ предыдущего сигнала.

*Критической частотой мельканий* называется та минимальная частота проблесков, при которой возникает их слитное восприятие. Эта частота увеличивается при увеличении яркости и размеров изображения. При зрительном утомлении она несколько понижается по сравнению с обычным состоянием человека. Зависимость критической частоты от яркости подчинена основному психофизическому закону и определяется выражением

$$f_{кр} = a \cdot \lg B + C,$$

где  $a$  и  $C$  – константы, зависящие от размеров и конфигурации знаков, а также от спектрального состава мелькающего изображения,  $B$  - яркость.

При малой яркости величина критической частоты мельканий составляет 5 Гц, при высокой яркости – 50-60 Гц.

Временные характеристики зрительного анализатора определяют способность восприятия движущихся объектов. Минимальная скорость движения, которая может быть замечена глазом, зависит от наличия в поле зрения фиксированной точки отсчета. При наличии такой точки абсолютный порог восприятия скорости равен 1–2 угловых минуты в секунду, без нее – 15–30 угл. мин/с. Следует заметить, что хотя острота зрения в периферической зоне меньше, чем в центральной, движущиеся объекты лучше обнаруживаются именно периферическим зрением, причем чувствительность периферической зоны к движению по горизонтали вдвое выше, чем к движению по вертикали.

Часто встречающейся задачей деятельности пилота является информационный поиск – нахождение на индикаторе объекта с заданными признаками. Такими признаками может быть мигание, особая форма или цвет объекта, отклонение стрелки за допустимое значение и т.д. *Время поиска* занимает десятые доли секунды, например, поиск отметки на экране РЛС – 0,37 с, чтение буквы или цифры – 0,31 с, поиск простых геометрических фигур – 0,2 с. *Время опознавания* реального предмета составляет около 0,4 с, время опознавания изображения – 0,9 с для цветного изображения и 1,2 с для черно-белого. *Время восприятия* показаний приборов составляет 0,2–0,8 с. Время визуального определения положения ЛА в пространстве составляет в среднем 1,35 с, по приборам – 1,55 с.

Основной информационной характеристикой зрительного анализатора является *пропускная способность*, т.е. то количество информации, которое анализатор способен принять в единицу времени. На уровне фоторецепторов пропускная способность имеет порядок  $10^9$  бит/с, однако на корковом уровне лишь 20–70 бит/с. Еще меньше пропускная способность для деятельности в целом (с учетом ответных действий человека): всего 2–4 бит/с.

### ***Слуховой анализатор***

Физически звук характеризуется амплитудой (интенсивностью), частотой и формой звуковой волны.

*Интенсивность звука* (сила звука) – средняя по времени энергия, переносимая за единицу времени звуковой волной через единичную площадку, перпендикулярную направлению распространения волны. Интенсивность звука измеряется в Вт/см<sup>2</sup>. Так как сила звука пропорциональна квадрату звукового давления, то на практике в качестве *уровня интенсивности звука* чаще всего используется непосредственно звуковое давление, выраженное в децибелах от исходного уровня, соответствующего нижнему абсолютному порогу звукового анализатора:

$$U = 20 \cdot \lg \frac{P_{зв}}{P_0},$$

где  $U$  - сила звука в децибелах;  $P_{зв}$  - звуковое давление;  $P_0$  - нижний абсолютный порог.

За исходный уровень условно принято давление  $P_0 = 2 \cdot 10^{-5}$  Па. Это значение звукового давления на частоте 1 кГц, при котором звук становится уже слышимым. На самом деле нижний абсолютный порог (порог слышимости) зависит от частоты звука. При этом реальному нижнему абсолютному порогу для разных частот звука будет соответствовать интенсивность звука 0-60 дБ. Верхний абсолютный порог (порог болевых ощущений) соответствует интенсивности звука 130 дБ.

Длительное воздействие шума большой интенсивности негативно сказывается на чувствительности звукового анализатора. Так, после воздействия на человека шума интенсивностью 120 дБ требуется около 5 ч, чтобы у него восстановилась нормальная острота слуха.

Наряду с объективной мерой звукового воздействия применяется субъективная мера ощущения звука – *громкость звука*. Единицей измерения громкости является единица ощущения – фон. В таблице 2.2 [13] приведена субъективная оценка действия звука различной интенсивности на человека.

На оценку человеком интенсивности звука влияет его частота. При одинаковой интенсивности звуки с более высокой частотой воспринимаются как более громкие. Например, тон с интенсивностью 120 дБ и частотой 10 Гц оценивается как равный по громкости тону, имеющему интенсивность 100 дБ и частоту 1000 Гц. Таким образом, снижение интенсивности как бы компенсируется увеличением частоты.

Таблица 2.2

Действие звука на человека

Уровень интенсивности звука, дБ	Интенсивность звука, Вт/см <sup>2</sup>	Субъективная оценка звука
0	$10^{-16}$	Порог слышимости
до 80	$\leq 10^{-8}$	Звук воспринимается нормально
90	$10^{-7}$	Звук беспокоит, разговор требует повышенного голоса
100	$10^{-6}$	Звук мешает
110	$10^{-5}$	Разговор невозможен
120	$10^{-4}$	Звук подавляет и раздражает
130	$10^{-3}$	Болевые ощущения

Слуховой аппарат человека воспринимает как слышимый звук колебания с частотой 16 Гц - 20 кГц. Инфразвуки и ультразвуки также могут оказывать воздействие на организм, но оно не сопровождается слуховым ощущением.

Человек наиболее чувствителен к колебаниям в области средних частот - от 1000 до 4000 Гц. К сожалению, основные шумы в кабине ЛА, вызываемые

работой двигателя и набегающим на ЛА потоком воздуха, имеют тот же диапазон частот.

Субъективная мера частоты звука называется *высотой звука*. Как уже говорилось, в субъективном ощущении звука его интенсивность и частота тесно связаны. На низких частотах (до 1000 Гц) при увеличении интенсивности звука кажется, что его высота уменьшается, хотя частота звука остается той же самой. На высоких частотах (выше 3000 Гц) при увеличении интенсивности звука кажется, что его высота увеличивается. Только в диапазоне 1000-3000 Гц субъективное ощущение высоты звука соответствует его высоте независимо от его интенсивности.

Дифференциальный порог по интенсивности звука составляет примерно 10%. Дифференциальный порог по частоте зависит как от частоты исходного звука, так и от его интенсивности. При интенсивности звука выше 30 дБ относительная величина дифференциального порога для звуков в зоне 200-16000 Гц является почти константой и равна примерно 0,2%. При сокращении интенсивности звука ниже 30 дБ величина дифференциального порога резко возрастает.

Временной порог чувствительности слухового анализатора, т. е. длительность звукового раздражителя, необходимая для возникновения ощущения, так же как пороги по громкости и высоте, не является постоянной величиной. С увеличением как интенсивности, так и частоты он сокращается. При достаточно высокой интенсивности (30 дБ и более) и частоте (1000 Гц и более) слуховое ощущение возникает уже при длительности звукового раздражителя 1 мс. Однако при уменьшении интенсивности звука той же частоты до 10 дБ временной порог достигает 50 мс. Аналогичный эффект дает и уменьшение частоты.

Оценка громкости и высоты очень коротких звуков затруднена. При длительности синусоидального тона 2–3 мс человек лишь отмечает его наличие, но не может определить его качеств. Любой звук оценивается только как «щелчок». С увеличением длительности звука слуховое ощущение постепенно проясняется: человек начинает различать высоту и громкость. Минимальное время, необходимое для отчетливого ощущения высоты тона, равно примерно 50 мс.

Дифференциация двух звуков по частоте и интенсивности также зависит от отношения их по длительности и от интервала между ними. Как правило, звуки, равные по длительности, различаются точнее, чем неравные.

Латентный период для звукового сигнала средней интенсивности составляет 120-180 мс.

Слуховой анализатор обеспечивает также определение положения источника звука в пространстве: его расстояние и направление относительно оператора. Точность звуковой пеленгации в горизонтальной плоскости может достигать 2°. Исследования, проведенные в Air Force Research Laboratory (США) показали, что пилот способен определить направление звука в

горизонтальной плоскости с точностью 20%, при воздействии перегрузок точность падает, но незначительно (до 30% при 7g). Однако у людей возникают трудности, если источник звука расположен точно впереди или сзади. В результате человек может ошибиться на 180°.

### ***Вестибулярный анализатор***

Вестибулярный (акселерационный) анализатор воспринимает перегрузки и угловые ускорения. Для пилота он имеет очень важное значение, так как информация об изменении пространственной ориентации быстрее проходит по вестибулярному каналу, чем по визуальному. Воспринимаются вестибулярные воздействия рецепторами расположенного в голове вестибулярного аппарата, а также кожно-мышечными рецепторами, ощущающими опору (кресло) и напряжение мышц шеи.

Абсолютный порог чувствительности по угловым ускорениям в полете достигает 0,5 град/с<sup>2</sup>. При длительности воздействия 0,1-3 с пороговое ускорение составляет от 5 до 1 град/с<sup>2</sup>, причем сокращение времени воздействия приводит к увеличению порога чувствительности. Абсолютный порог чувствительности по перегрузкам в полете достигает 0,02-0,05. При длительности нарастания перегрузки от 1,5 до 4,5 с порог чувствительности меняется в пределах от 0,24 до 0,1.

Важнейший фактор, вызывающий акселерационные ощущения – градиент нарастания перегрузки. При градиенте 0,03-0,12 с<sup>-1</sup> величина латентного периода ощущения составляет 3,5 с, а при большем градиенте 0,12-0,15 с<sup>-1</sup> - всего 1,2 с.

Пороговое значение восприятия угловых скоростей за время 0,1 с составляет: по крену – 3,2 град/с, по тангажу – 2,6 град/с, по рысканью – 1,1 град/с.

### ***Тактильный анализатор***

Тактильный анализатор служит чувству осязания, обеспечивая человека информацией как о факте прикосновения к его телу внешнего объекта, так и о величине производимого им давления. Для этой цели в разных слоях кожи расположены четыре вида рецепторов. Тактильный анализатор играет важную роль в восприятии человеком информации об окружающем мире, тактильная обратная связь существенно повышает качество управления.

Тактильная чувствительность зависит от ряда объективных и субъективных факторов. Так, она повышается при нагревании кожи и уменьшается при ее охлаждении. При продолжительной неизменной стимуляции тактильная чувствительность может адаптироваться к определенным раздражителям. В этом случае характерные ощущения не возникают.

Для тактильного анализатора абсолютный порог составляет примерно 3-300 мг/мм<sup>2</sup>. Величина порога снижается по мере увеличения продолжительности воздействия. Дифференциальный порог составляет 7-30% от исходной интенсивности. Латентный период для тактильных раздражителей составляет 90-220 мс.

Важным свойством тактильного анализатора является его способность воспринимать и оценивать вибрации в диапазоне от 0,4 до 1000 Гц. Вибрации с частотой свыше 70 Гц воспринимаются уже при воздействии точечного тактильного стимула, восприятие более низких частот требует участия участка поверхности кожи.

Кожа ладоней рук и кончиков пальцев относится к числу наиболее восприимчивых к внешним механическим раздражениям участков тела человека. Разрешающая способность подушечек пальцев составляет около 0,15 мм.

## **2.2. Оборудование кабины экипажа**

На борту ЛА экипаж располагается в кабине, которая, как правило, отделена от остальных помещений ЛА (на больших самолетах члены экипажа могут располагаться в разных кабинах). В кабине сосредоточены органы управления и необходимые для полета приборы.

В начале развития авиации потребности пилота были очень невелики. Он летал днем, в хорошую погоду, всегда имел в поле зрения земную поверхность, поэтому получал основную часть информации о положении самолета в пространстве и траектории его движения путем визуального наблюдения. Двигатель был прост, о его состоянии можно было судить по очень ограниченному числу параметров – температуре головок цилиндров, остатку топлива, давлению. Поэтому приборов и органов управления в кабине было немного.

Стремление летать ночью, в облаках, в условиях плохой видимости потребовало дополнительных приборов, так как пилот в этих случаях не был способен получить нужную ему информацию визуально. В кабине появились авиагоризонт, указатели поворота, крена, скорости, высоты. Потребность во внутреннем и внешнем освещении привела к появлению системы электроснабжения. Внедрение новых и более сложных двигателей, появление гидравлических и электрических бустеров потребовало дополнительных переключателей и приборов. Самолет стал летать долго и далеко, пилоту теперь требовалась радиосвязь с землей и более совершенное навигационное оборудование. Новыми системами нужно было управлять, их нужно было контролировать. Поэтому количество приборов и органов управления в кабине выросло. На приборной доске стало тесно. Приборы, лампочки-сигнализаторы, ручки и переключатели расплзлись по кабине, заняли боковые панели и

потолок. В конце концов, когда был достигнут предел и пилот уже не мог видеть дополнительные шкалы и не мог оперировать дополнительными органами управления, пришлось расширить кабину и добавить еще одного члена экипажа – второго пилота. На время это решило проблему и до 80-х годов развитие шло в этом направлении: когда нужно было усложнить самолет, увеличивали кабину и численность экипажа (штурман, бортинженер, радист). Когда и здесь достигали предела, искали компромиссное решение: делали комбинированные приборы, способные показывать несколько параметров, сокращали занимаемое приборами место, например, скручивая вертикальные шкалы термометра в круговые.

Наконец кабина стала переполнена информацией и требовались какие-то новые меры. Тут вовремя появились экранные индикаторы на ЭЛТ. Они как бы придали приборной доске дополнительную емкость. Теперь не было необходимости иметь все приборы одновременно, они вызывались на экраны по мере надобности. Количество индицируемой информации резко возросло: любой параметр или сигнал, который мог понадобиться пилоту, был доступен. Но теперь узким местом кабины стал сам пилот: он просто не мог переработать столько информации. Оказалось, что сваленная в грудку информация бесполезна, необходимо грамотно строить интерфейс пилот-самолет, уменьшить загрузку экипажа и обеспечить эффективное использование имеющейся информации.

Потребовалось добавление новых «членов» экипажа – бортовых компьютеров, которые обработают эту информацию и представят пилоту вовремя и в удобном виде.

Экипаж современного ЛА управляет его движением (пилотаж), двигателями, конфигурацией (тормозные щитки, шасси, парашют и т.п.), системами, навигацией, связью. Пилоты военных ЛА дополнительно управляют вооружением, сенсорами (радиолокатором, оптико-локационной станцией и т.п.), спецоборудованием для разведки и других целей. Для решения всех этих задач управления кабина ЛА оборудуется:

- средствами управления, обеспечивающими восприятие и передачу команд пилота к системам и управляющим поверхностям;

- средствами связи;

- средствами индикации, сигнализации, оповещения, представляющими пилоту информацию о положении и состоянии ЛА, его систем и двигателей, об окружающей/тактической обстановке.

Органы управления обычно группируют на щитках и пультах управления по функциональному признаку.

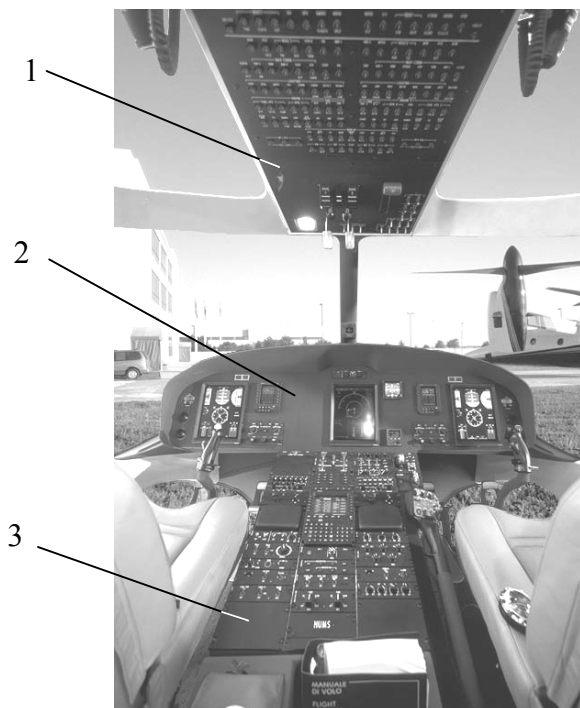
Экипаж осуществляет контроль полета и бортовых систем при помощи установленных в кабине визуальных средств индикации и сигнализации. Это, в первую очередь, электронные экранные индикаторы, в том числе - индикаторы на лобовом стекле, а также отдельные приборы и светосигнализаторы. Кроме того, для сигнализации используются кнопки-табло на пультах бортовых



систем, а экраны многофункциональных пультов можно отнести к средствам индикации, так как через них пилоты имеют доступ к части полезной информации, касающейся выполнения плана полета и настройки радиосредств.

Приборы и индикаторы располагают на *приборных досках* перед пилотами (рис.2.5). Они индицируют основную необходимую пилотам информацию: пилотажную, навигационную, по двигателям и самолетным системам. На современных ЛА вся эта информация выводится на экраны электронных индикаторов. Состав индицируемой на приборной доске информации отличается для разных классов ЛА. Как минимум, предусматривают индикацию:

- пространственного положения (крен, тангаж);
- направления полета (курс);
- скорости;
- высоты;
- вертикальной скорости;
- температуры наружного воздуха;
- превышения максимально-допустимой скорости;
- параметров силовой установки (обороты, температуру выходных газов, тягу, количество топлива и др.).



**Рис.2.5. Кабина вертолета АВ-139:**  
*1 - верхняя панель управления, 2 - приборная доска с индикаторами, 3 - средний пульт управления*

Все ЛА обязательно оборудуют средствами сигнализации, предупреждающими экипаж о возникновении различных ситуаций, в первую очередь – опасных. По способу воздействия на экипаж сигнализация бывает визуальной, звуковой и тактильной. Звуковая сигнализация выдается либо в виде тональных сигналов (звонков, гудков, сирен и т.п.), либо в виде речевых

сообщений. Для выдачи пилоту визуальной сигнализации используют те же электронные индикаторы, а также специальные *светосигнализаторы*. Светосигнализатор представляет собой табло с нанесенным на него трафаретом (рис.2.6). При поступлении соответствующего сигнала лампочки или светодиоды внутри табло загораются и подсвечивают надпись. Как и



Рис.2.6. Светосигнализатор

индикаторы, светосигнализаторы размещаются на приборных досках (рис.2.9). На современных ЛА количество светосигнализаторов резко сократилось - основная сигнализация выводится на экраны электронных индикаторов. Оставшиеся светосигнализаторы служат в качестве резерва на случай отказа основных индикаторов.

Светосигнализатором может быть и обыкновенная лампочка на панели какого-либо пульта или на щитке управления. Например, на приборе контроля положения шасси загорание подобных лампочек может сигнализировать о том, что стойки шасси выпущены.

Функции контроля и управления совмещает *кнопка-табло*, которая представляет собой кнопку с подсвечиваемой надписью. Например, кнопка управления аккумулятором может содержать два подсвечиваемых поля - «ОТКАЗ» и «ВЫКЛ». В случае отказа аккумулятора подсвечивается поле «ОТКАЗ», привлекая внимание пилота к этому событию; при нажатии пилотом на кнопку неисправный аккумулятор отключается и подсвечивается поле «ВЫКЛ». На вертолетах и больших самолетах кнопки-табло (отдельные или в составе пультов управления системами самолета) устанавливают на верхней панели управления (рис.2.7). На легких самолетах, имеющих прозрачный фонарь, кнопки-табло не могут размещаться над головой пилота, их располагают на панелях сбоку от кресла пилота или на приборной доске.



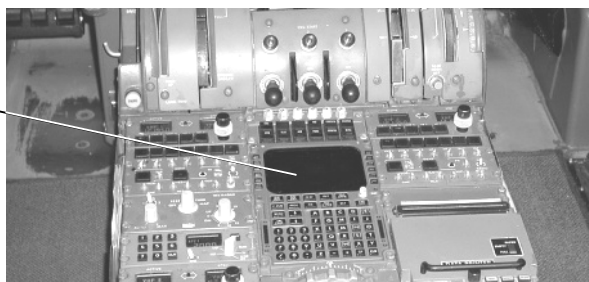
Рис.2.7. Верхняя панель самолета MD-11

*Многофункциональные пульты* служат для управления системами ЛА, требующими сложной настройки. С их помощью, например, вводят и корректируют план полета, осуществляют настройку частот радиотехнических систем. Эти пульты имеют клавиатуру и экран (рис.2.8).

*Индикатор на лобовом стекле* (рис.2.9) представляет собой экран, расположенный перед глазами пилота, на который проецируется изображение шкал и символов, создаваемое специальным проектором. В настоящее время индикаторы на лобовом стекле применяются, в основном, на военных ЛА, но в

последнее время они активно внедряются и на гражданских самолетах в качестве «искусственного зрения» для условий плохой видимости (глава 6).

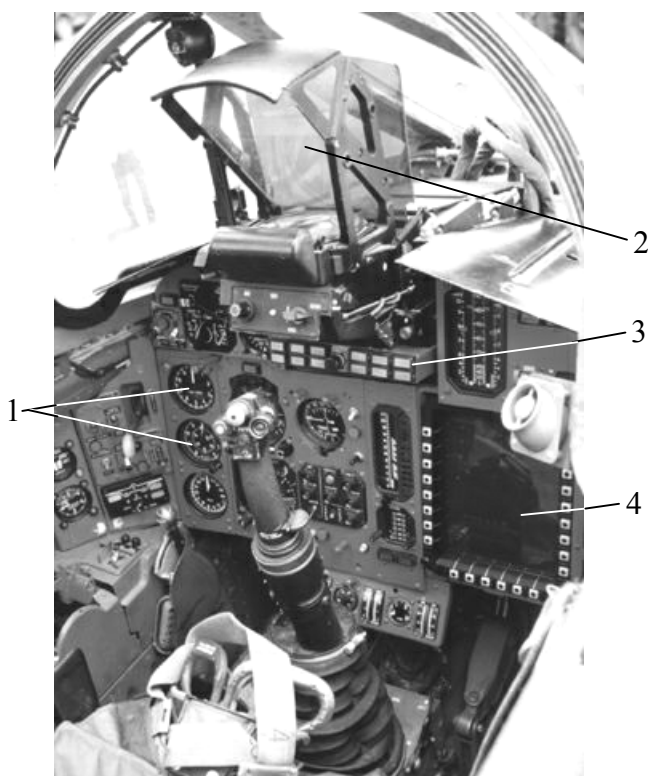
*многофункциональный пульт*



**Рис.2.8. Фрагмент среднего пульта управления MD-11**

Каabinу пилотов и установленное там оборудование конструируют так, чтобы:

- у пилотов не возникало чрезмерное напряжение и утомляемость;
- обеспечивался хороший обзор;
- не было слепящего света и отражений;
- ошибка параллакса на индикаторе/пульте с рабочего места пилота не превышала  $2^\circ$ ;
- индикаторы легко читались во всех условиях освещенности в кабине.



**Рис.2.9. Кабина истребителя МиГ-31ФН:**

*1 – отдельные приборы, 2 – индикатор на лобовом стекле, 3 – светосигнализаторы, 4 – экран электронного индикатора*

При этом исходят прежде всего из целевой направленности ЛА: кабина должна обеспечивать максимальную вероятность решения экипажем поставленной перед ним задачи.

Пилотажно-навигационные приборы и приборы силовой установки, необходимые для управления тягой двигателя, располагают так, чтобы пилот мог контролировать траекторию полета с минимальными отклонениями головы и глаз.

**Методы проектирования кабин.** При проектировании кабин экипажа используют следующие методы:

- метод прототипа;
- аналитический метод;
- метод исследований на статическом макете кабины;
- полунатурное моделирование;
- летные исследования.

*Метод прототипа* основан на применении в новом ЛА решений, которые либо рекомендованы в Руководствах, либо предписаны нормами летной годности, ГОСТами, другим нормативным документам, либо реализованы и практически подтверждены в других отечественных или зарубежных ЛА. Основой использования метода прототипа является обоснование возможности переноса решений прототипа на вновь разрабатываемый ЛА. Обоснование производится путем составления таблиц соответствия условий, необходимых и достаточных для применения данного решения, условиям разрабатываемого образца.

*Аналитический метод* основан на анализе деятельности экипажа и расчете на его основе состава и компоновки кабины. Аналитические методы используют при проектировании ЛА, отличающихся принципиально новыми задачами и техническими решениями, например, при сокращении состава экипажа или при внедрении электронных систем индикации.

*Исследования на статическом макете кабины* используются на ранних стадиях проектирования для оценки средств индикации и управления, алгоритмов деятельности экипажа, компоновки рабочих мест. Для уточнения результатов аналитического расчета и исследований на статическом макете используют *исследования на моделирующих стендах и летающих лабораториях*. После исследований вносятся необходимые изменения.

### **2.3. Принципы проектирования интерфейса пилот - ЛА**

Принципы проектирования бортовых информационных систем вытекают из более общих принципов проектирования интерфейса пилот-ЛА, частью которого являются БИС. Рассмотрим их.

Прежде всего, следует помнить что назначением интерфейса пилот-ЛА является обеспечение эффективного и безопасного полета. Поэтому при решении каждого вопроса проектирования следует рассматривать безопасность и эффективность всего ЛА. Эффективное взаимодействие

экипажа и автоматики более важно, чем улучшение характеристик только одной из сторон.

Традиционный способ создания системы, которая должна взаимодействовать с экипажем, заключается в том, что разработка самой системы и ее пользовательского интерфейса производятся по отдельности. Вначале на основании тактико-технических требований определяется логика работы системы, разрабатываются ее составные части, определяется состав и структура программного обеспечения. И только на завершающем этапе разработки уделяется, наконец, внимание пользовательскому интерфейсу, исходя из эргономических требований определяется, как конкретно будет выводиться информация, каким образом пилот будет управлять работой системы. Такой подход основывается на ошибочном предположении, что правильно спроектированный пользовательский интерфейс позволяет избежать ошибок пилота при работе с системой. В действительности эти ошибки зачастую вызваны тем, что логика работы системы проектировалась без учета требований эргономики, поэтому она неочевидна для пилота или не отвечает его задачам или не учитывает, как и когда пилот пользуется системой. Например, если пилот должен вводить в систему какое-то значение, скажем, высоты эшелона, то инженеры-проектировщики предусматривают средства ввода, причем с эргономической точки зрения эти средства могут быть безупречны. Однако при этом разработчики могут не учитывать, что ввод значения производится не по желанию пилота, а в ответ на команду диспетчера. И если при этом команда поступает в другой форме, чем было предусмотрено, пилоту необходимо производить мысленную работу по переводу слов диспетчера в последовательность действий, понятных системе. В условиях дефицита времени и напряженной работы, неизбежных в деятельности пилота, возникают ошибки. Причина их заключается только в том, что логика работы системы не соответствует логике рабочих процессов.

Своим успехом графический пользовательский интерфейс персональных компьютеров, используемый операционными системами типа Windows, обязан не его графическому исполнению, а тому, что он хорошо соответствует задачам пользователя и основывается на тех умениях (например, оперировать папками на рабочем столе), которыми пользователь уже обладает. Пользовательский интерфейс только отражает логику работы системы, и если это логика сложна, трудна в изучении, не подходит для решения тех конкретных задач, которые встают перед пользователем, такая система не будет удачной, независимо от того, плох ее пользовательский интерфейс или хорош. Поэтому требования эргономики должны учитываться уже на этапе определения логики работы системы. При этом сама эта логика должна быть как можно более интуитивно понятной, предсказуемой и простой для пользователя. Под интуитивно понятной следует понимать логику работы, совпадающую с мысленной моделью пользователя, с его ожиданиями того, как система должна себя вести в той или иной ситуации. А эти ожидания, в свою очередь,

основываются на прошлом опыте пилота, в том числе житейском, поэтому этот опыт необходимо учитывать. Требование к логике работы, чтобы она была простой, означает, что она должна описываться небольшим набором хорошо определенных правил. Это облегчает как пользование системой, так и ее изучение, освоение пилотом.

***Интерфейс, ориентированный на человека.*** Следующая по порядку (но не по значимости) группа принципов касается роли пилота на борту. Эта концепция за рубежом носит название «human-centered interface», что приблизительно можно перевести, как «интерфейс, ориентированный на человека». Основание этого принципа составляет тот факт, что мы не можем доверить ответственность за благополучное завершение полета автоматике. Во-первых, мы знаем присущие автоматизированным системам ограничения: они ошибаются, выходят из строя, они не в состоянии справиться с новой для них ситуацией. И, что еще важнее, нам необходимо иметь на борту кого-то, кто самым непосредственным образом был бы заинтересован в исходе дела.

Но раз мы хотим возложить ответственность за полет на пилота, мы должны обеспечить ему все необходимые условия для выполнения его задачи. Поэтому в центр проектирования интерфейса пилот-ЛА должны быть поставлены интересы человека.

Этот главный принцип данной концепции конкретизируется в нескольких более частных положениях. В первую очередь он означает, что при решении каждого вопроса проектирования следует учитывать умственные и физические возможности пилота, то как пилот использует рассматриваемые элементы или как он зависит от них.

Для того, чтобы иметь возможность выполнить свою задачу, пилот должен быть наделен конечной властью над всеми протекающим на борту рабочими процессами. Конечная власть пилота выражается в следующем:

- у пилота должна быть возможность отключить автоматический режим и перейти на ручной;
- если пилот выбрал ручной режим, автоматизированные системы не должны оказывать никакого влияния на рабочий процесс;
- ручной режим должен пересиливать автоматический режим;
- если пилот выбрал потенциально опасный режим, автоматизированная система должна его об этом предупредить, но не более того;
- пилот постоянно должен быть осведомлен обо всех задачах, выполняемых автоматизированными системами, и должен сознавать в каком состоянии находится каждая из задач;
- пилот должен знать о намерениях автоматизированных систем, например, изменить режим работы, должен иметь средства и время, чтобы отменить планируемое действие и взять управление процессом на себя;

- *автоматизированная система должна информировать пилота о режиме работы и своем состоянии (исправна/неисправна)*
- *пилот должен иметь доступ ко всей имеющейся информации относительно состояния ЛА, его систем и хода полета, в том числе (по его желанию) – к исходной «сырой» информации, которую бортовые системы представляют пилоту уже в обобщенном и обработанном виде.*

Требование осведомлять пилота обо всех рабочих процессах означает не только пассивный контроль. Так как человек лучше сохраняет осведомленность о состоянии процессов, когда он в них активно участвует, то на всех этапах полета пилот должен постоянно быть включен в контур управления ЛА и его системами, он должен быть участником действий, а не наблюдателем.

Важной задачей проектирования интерфейса пилот-ЛА является распределение функций и ответственности между пилотом и автоматикой. Обычная практика состоит в том, что автоматизируют все, что можно, а пилоту остается то, что не удалось автоматизировать. Однако как следует из приведенного выше главного принципа, лучшая роль всегда должна доставаться пилоту, а не автоматизированной системе. Поэтому при рассмотрении вопроса о том, автоматизировать данную функцию или нет, следует изучить, как это скажется на пилоте. Функцию следует автоматизировать не тогда, когда появилась такая техническая возможность, а только в том случае, если это улучшает характеристики ЛА, но при этом не ухудшаются характеристики пилота – его вовлеченность в процесс управления, осознание ситуации, способность выполнять свою работу (летное мастерство), не появляется дополнительная сложность, не повышается вероятность ошибки пилота. Если раньше главный вопрос, который стоял перед проектировщиками был: «А сможем ли мы это автоматизировать?», в сегодняшней постановке он должен звучать иначе: «А следует ли это автоматизировать?». Функции, которые человек способен выполнить лучше, автоматизировать не следует. Должны автоматизироваться только такие задачи, которые лучше выполнит машина:

- скучные, рутинные, часто повторяющиеся задачи;
- второстепенные задачи, отвлекающие от выполнения главной задачи;
- задачи, для которых располагаемое время реакции меньше, чем нормально требуется человеку для обнаружения, осознания ситуации, выработки и исполнения решения;
- сложные, многоступенчатые задачи, в процессе выполнения которых легко запутаться;
- контуры управления быстроменяющимися параметрами состояния объекта (параметры, частота изменения которых превышает 0,5 Гц, так как именно такая частота является предельной для человека-оператора).

**Принцип целевой направленности.** Проектируемый интерфейс должен обеспечивать максимальную вероятность решения экипажем поставленной

перед ним задачи. Исходя из назначения ЛА должен строиться и интерфейс пилот-ЛА.

**Принцип алгоритмической оптимальности.** Компоновка и информативная способность элементов индикации, сигнализации и управления (форма, цвет, направление движения и т.д.) должны обеспечивать максимальную вероятность безошибочных действий данного члена экипажа при переходе от одного алгоритма деятельности к другому, а также от одного действия к другому.

Необходимо учитывать алгоритмы работы пилотов для различных режимов полета в штатных и нештатных ситуациях.

Должна обеспечиваться универсальность алгоритмов управления различными объектами при решении однотипных задач, коммутативность алгоритмов и действий, выполняемых согласно какому-либо алгоритму.

**Принцип минимума временных затрат.** Алгоритмы работы экипажа в целом, алгоритмы работы отдельного члена экипажа и алгоритмы решения отдельных частных задач должны характеризоваться минимумом временных затрат.

**Принцип функциональной оптимальности.** Отдельные индикаторы, сигнализаторы, пульта и щитки управления должны размещаться в зонах обзора и досягаемости в соответствии с функциональным назначением (важностью, сложностью работы, временными затратами и т.д.). Часто выполняемые действия должны быть более доступны, должны выполняться проще.

**Принцип совместимости задач.** Интерфейс должен проектироваться с учетом возникновения необходимости решать одновременно более одной задачи, при этом не должно возникать конфликтной ситуации, препятствующей решению одной задачи, когда решается другая. На физическом уровне это означает, например, что органы управления, такие как ручка управления двигателем, следует располагать в кабине так, чтобы при пользовании ими пилот не заслонял себе необходимые приборы. На процедурном уровне указанное требование означает, что задачи, которые могут возникать в одно и то же время, не должны требовать противоречивых действий, например, включить какую-либо подсистему и одновременно выключить ее.

**Принцип двух рук.** Отдельные органы и щитки управления должны располагаться в зонах работы правой и левой рук пилота так, чтобы обеспечить одновременное решение задач в случае необходимости (более трудоемкие и важные задачи следует предоставлять правой руке).

**Принцип единства и дифференциации.** Методика работы экипажа со всеми системами и объектами должна быть унифицированной, однако каждое средство отображения информации, каждый пульт или отдельный орган управления должны иметь ярко выраженную индивидуальность, т. е. характерные признаки, обеспечивающие быстрое обнаружение данного индикатора/пульта/органа управления на рабочих местах экипажа и



снижающие вероятность случайного использования соседних. Такими признаками могут быть форма, цвет, размер, вид шкалы и оцифровки, обозначения и т.д.

Единство, провозглашаемое данным принципом, подразумевает в числе прочего и то, что способ выполнения пилотом одного и того же действия должен быть один и тот же как в пределах данной системы, так и у разных систем. Например, выбор режима работы системы может быть выполнен прямым заданием, через меню, путем заполнения готовой формы и т.п. И если одна система использует для этого меню, то и другая должна использовать то же самое.

**Принцип универсальности управления.** Динамические, кинематические характеристики и требования по точности рабочих действий должны обеспечивать возможность управления всему контингенту пилотов (с учетом их индивидуальных характеристик) в течение требуемого времени.

**Принцип удобства управления.** Динамические и кинематические характеристики рабочих действий должны соответствовать логике рабочих процессов и быть наиболее удобными для продолжительной и точной работы операторов, при этом должны быть приняты меры, исключающие возможность непредумышленного выполнения непредусмотренных операций управления.

Наконец, следует иметь в виду, что даже правильно спроектированный интерфейс пилот-ЛА не служит гарантией того, что пилоты будут пользоваться им правильно. Хотя неправильное использование относится, без сомнения, к ошибкам пилота, а не к недостаткам интерфейса, понимание реальности таких ошибок и рассмотрение условий, которые могут привести к ошибкам, помогает эти ошибки предотвратить.

## 2.4. Адаптивный интерфейс

Обычно интерфейс пилот-ЛА однозначно определяется на этапе проектирования и в дальнейшем не изменяется, всегда используются одни и те же способы представления информации и способы управления, неизменным остается распределение функций и ответственности между пилотом и автоматизированными системами. Несовершенство такого рода интерфейса заключается в том, что ситуация в полете изменяется и то, что хорошо в одном случае, не подходит в другом. Разработчиками предпринимались различные меры, чтобы сделать поведение систем более гибким, например, отсекали даже важную сигнализацию на напряженных фазах полета, чтобы не отвлекать пилота от управления, предусматривали автоматическую смену форматов изображения на экранах электронных индикаторов при смене режима полета и т.п. Полное решение этой проблемы позволяет получить адаптивный интерфейс – концепция, ставшая популярной в последнее время. Его основная идея заключается в том, что интерфейс пилот-ЛА не остается неизменен в

течение всего полета, а перестраивается в зависимости от складывающейся ситуации. Эта перестройка касается объема предоставляемой информации, способов ее представления и уровня автоматизации функций. Адаптивный интерфейс сам определяет, что нужно знать пилоту, когда, в какой форме следует преподнести ему информацию и с помощью каких средств (визуальных, звуковых, тактильных). Например, если визуальный канал восприятия у пилота уже перегружен, или он в данный момент смотрит в окно, срочная информация, которая обычно представляется в визуальной форме, передается в форме речевого сообщения или силовым воздействием на штурвал.

Адаптивный интерфейс фильтрует информацию и определяет порядок представления оставшейся (устанавливает приоритеты). Если пилот активно занят какой-либо деятельностью, адаптивный интерфейс сам может решить возникшую проблему и произвести корректирующее действие, поставив об этом в известность пилота. Наряду с внешней ситуацией адаптивный интерфейс оценивает и состояние пилота, его загрузку и способность справиться со сложившимися неблагоприятными обстоятельствами. В результате этой оценки интерфейс подстраивается под состояние пилота. Схема работы адаптивного интерфейса приведена на рис.2.10.

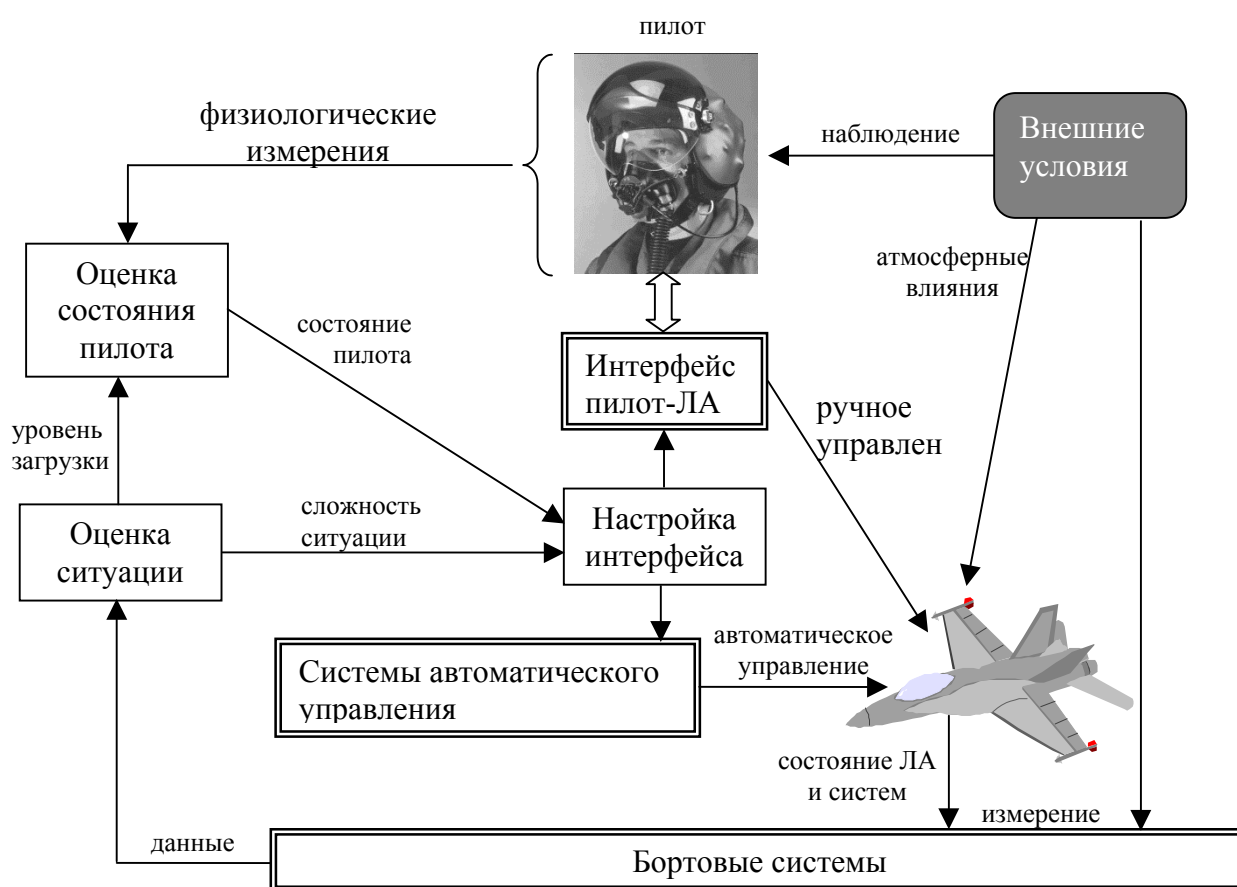


Рис.2.10. Схема работы адаптивного интерфейса

По сравнению с обычным интерфейсом пилот-ЛА адаптивный выполняет три дополнительных функции – оценку ситуации, оценку состояния пилота и настройку интерфейса. Оценка ситуации производится по информации бортовых систем. Составляющими этой ситуации являются внешние условия и состояние ЛА. Внешние условия включают, в первую очередь, близость земли, погоду, положение и намерения других ЛА, находящихся поблизости. Состояние ЛА включает его положение в пространстве, прогнозируемую траекторию (в том числе - относительно земли и других ЛА), исправность и режимы работы БО.

В результате оценки ситуации определяются степень ее напряженности, грозящие опасности и, как следствие, уровень загрузки пилота. Также прогнозируются действия пилота. Это необходимо для того, чтобы, с одной стороны, быть готовым поддержать эти действия и изменить в соответствии с ними интерфейс, а с другой стороны – выяснить, принимает ли пилот меры, чтобы избежать опасности. Если он ничего не предпринимает, это может служить признаком того, что он не в состоянии сделать то, что нужно (в шоке, без сознания) и автоматика должна вмешаться в управление.

Другой задачей адаптивного интерфейса является оценка состояния пилота. Под состоянием пилота понимается его умственное состояние (загрузка, усталость) и степень участия в управлении. При этом используется оценка уровня загрузки пилота, произведенная при оценке ситуации, и физиологические параметры (такие, как частота и стабильность пульса, частота дыхания, скорость и продолжительность моргания, ЭЭГ и т.п.).

Состояние пилота и сложность ситуации являются исходными посылками для настройки (адаптации) интерфейса пилот-ЛА. Эта настройка затрагивает содержание и форму представления информации, а также степень участия автоматизированных систем в управлении полетом, силовой установкой и системами ЛА. В результате произведенных оценок выбирается один из нескольких возможных уровней адаптации. Примерный набор уровней адаптации приведен в таблице 2.3.

Еще одна задача, которую в состоянии решать адаптивный интерфейс – приспособление к конкретному пилоту исходя, например, из уровня его подготовки или мастерства. Для опытного пилота информация может представляться в сокращенной форме.

Идея адаптивного интерфейса особенно популярна для военных ЛА. Необходимость ведения боевых действий значительно повышает загруженность пилота и в то же время требует максимальной концентрации, а большие перегрузки или ранение могут привести к частичной или полной потере способности управлять ЛА и даже к потере сознания. В этих случаях помощь адаптивного интерфейса весьма существенна.

Таблица 2.3

**Уровни адаптации**

<i>Уровень</i>	<i>Характеристика</i>
0	Спокойный установившийся полет, минимальная нагрузка пилота. Минимальный уровень автоматизации. Пилот полностью управляет всеми функциями интерфейса (эквивалентно традиционному интерфейсу пилот-ЛА)
1	Повышенный уровень нагрузки пилота. Адаптируются объем, форма и место (приборная доска, ИЛС, нащлемный индикатор) визуального представления информации
2	Напряженный этап полета. Зрительный канал пилота перегружен. Визуальное представление информации дополняется другими формами – звуковой тактильной.
3	Высокий уровень нагрузки пилота. Он не успевает следить за всеми деталями ситуации, поэтому часть функций управления под контролем автоматизированных систем. Пилоту предлагается ограниченный набор альтернатив, из которых он выбирает нужную. Дальнейшие действия выполняет соответствующая система автоматического управления.
4	Предельный уровень нагрузки пилота. Большинство функций управления выполняется автоматикой. О предпринимаемых действиях системы извещают пилота и он может отменить планируемое действие.
5	Пилот в шоке или без сознания. Управление полностью автоматизировано.

Частично идеи адаптивного интерфейса воплощают появившиеся недавно системы активной безопасности. Такая система контролирует состояние пилота по его физиологическим параметрам и в случае, если они показывают, что пилот не в состоянии управлять самолетом (например, находится без сознания), система активной безопасности переводит самолет в горизонтальный полет и уводит в направлении базы.

## **2.5. Принципы представления информации в бортовых информационных системах**

Прежде, чем начинать решать задачу проектирования БИС, необходимо ознакомиться с условиями, в которых будет протекать работа пилота с системой. То есть следует подняться на более высокий уровень проектирования и обозреть свою задачу сверху. При этом нужно выяснить все физические, физиологические и психологические особенности работы пилота. Физические особенности включают диапазон уровней освещенности, действие вибрации и перегрузок, уровень шумов, запыленность и т.п. Физиологические особенности характеризуют доступное рабочее пространство, наличие защитного снаряжения, шлема, перчаток, очков ночного видения, контингент летного персонала и разброс их антропометрических данных, возраст пилотов, острота зрения и слуха и др. Психологические особенности включают степень умственной нагрузки, наличие стресса (неизбежного, например, в боевых условиях применения ЛА) и других усложняющих работу психологических

факторов, уровень подготовленности. В зависимости от того, в каких конкретных условиях работает с системой пилот, ее технические характеристики, форма и способы представления информации могут заметно отличаться.

Британский военный стандарт [37] рекомендует разработчикам БИС начинать работу с получения ясных ответов на следующие вопросы.

- 1) Какова общая цель?
- 2) Какая информация нужна для достижения этой цели?
- 3) Какую часть этой информации должна предоставить проектируемая система?
- 4) Что в этой информации особенно важно?
- 5) Используется ли эта информация сама по себе или вместе с какой-то другой информацией?
- 6) Требуется ли какие-либо дополнительные умственные усилия, чтобы усвоить эту информацию?
- 7) Какой уровень детализации (точности) необходим?
- 8) Насколько часто и существенно эта информация меняется в процессе деятельности?
- 9) Нужно ли контролировать эту информацию постоянно или достаточно обращаться к ней время от времени?
- 10) Влияет ли на представляемую информацию ввод команд оператора?
- 11) При каких внешних условиях будет восприниматься эта информация?
- 12) Что еще должен делать оператор в то время, когда он воспринимает информацию системы?
- 13) Каковы характеристики оператора?

В конечном счете необходимо ответить на вопрос:

Может ли *данный* пилот,  
с *данными* характеристиками,  
и с *данным* уровнем тренированности,  
выполнить *данную* задачу,  
с *данным* качеством,  
в *данных* условиях,  
пользуясь *данной* системой?

Бортовые информационные системы являются той частью оборудования ЛА, с которой экипаж непосредственно взаимодействует. Во многом благодаря представляемой этими системами информации у пилотов создается мысленная информационная модель полета (ИМП), с которой они работают в ходе своей деятельности. ИМП формируется у пилота на основании ощущений от внешней среды (в том числе, на основании наблюдения за окружающей обстановкой), всех поступающих данных от многих систем ЛА, сообщений с земли, от других членов экипажа, от экипажей других ЛА, находящихся поблизости. Чем точнее эта модель, тем точнее пилот может выдерживать требуемый режим полета.

Можно выделить четыре основных составляющих ИМП, каждая из которых включает несколько элементов:

*пространственное положение ЛА*, включая параметры полета – скорость, высоту, вертикальную скорость, направление движения, положение относительно поверхности земли, перегрузку, заданную траекторию и отклонения от нее, возможности ЛА;

*географическое местоположение*, включая географическое место собственного ЛА, его положение и ориентация относительно других ЛА, аэропортов, населенных пунктов, поворотных пунктов маршрута, точек изменения профиля полета, взлетно-посадочных и рулежных полос, навигационных ориентиров;

*окружающие условия*, включая температуру, видимость, прогнозируемую погоду, обледенение, положение солнца, турбулентность атмосферы, силу и направление ветра, области пространства, которых следует избегать, степень безопасности полета;

*состояние и режимы работы систем ЛА*, в том числе исправность систем, запас топлива, время и дальность полета при этом запасе топлива, конфигурацию ЛА, текущие настройки систем, радиосредств, высотомера, режимы работы систем, их состояние, влияние имеющихся неисправностей на работу систем и безопасность полета.

У пилотов военных ЛА к этому добавляется пятая составляющая – *тактическая ситуация*, включая идентификацию других ЛА («свой»/«чужой»), их намерений, положения и технических возможностей, цели и угрозы, готовность и возможности собственного вооружения.

Исходя из назначения БИС можно подумать, что показателем качества таких систем следует считать количество выдаваемых ими параметров и сигналов: чем больше информации выдает система экипажу, тем она совершеннее, лучше. Стремление обеспечить экипаж как можно большим количеством данных действительно присутствовало у разработчиков предыдущих поколений информационных систем и зачастую заметно и сегодня. Однако со временем пришло понимание того, что количество данных – это еще не все, больше данных еще не значит больше информации.

В действительности проблемой является не отсутствие информации у пилота, а то, что ее слишком много. Современный ЛА оборудован авионикой, сенсорами, средствами связи, которые все вместе позволяют получать в режиме реального времени большое количество разнообразных данных. Но для того, чтобы принимать правильные решения пилоту жизненно важно быстро отсортировать, понимать и усваивать эти данные. Информационная модель полета создается в голове у пилота, поэтому представление массы данных не принесет никакой пользы, если они не будут вовремя им усвоены. Задачей информационных систем является не просто передача данных пилоту, а предварительная обработка этих данных, превращение их в полезную

информацию. А для этого при проектировании БИС нужно учитывать, что и когда требуется пилоту.

В принципе, информационные системы могут не только обеспечивать пилота необходимой информацией, но и помогать ему в выработке решений. Попытки создать такие системы, используя принципы и подходы искусственного интеллекта, предпринимались раньше и продолжаются в настоящее время, однако успехи пока весьма скромны. К тому же эксперименты показывают, что как только пилот осознал сложившуюся ситуацию, его реакция следует почти автоматически. Таким образом, основную помощь информационные системы могут оказать ему не на этапе выработки решения, а при усвоении необходимой для ИМП информации.

Эта задача усложняется тем фактом, что представление о том, что такое «информация» отличается у разных людей в той же мере, как, скажем, понятие красоты. Пилоты могут отличаться друг от друга в отношении того, какой тип информации они используют при оценке ситуации. Опытному пилоту требуются другие принципы фильтрации информации, чем новичку. Поэтому желательно, чтобы БИС располагала набором стратегий адаптации информации с учетом индивидуальных различий пилотов. Другими словами, полезно предусмотреть *возможность настройки на конкретного пользователя*.

Для того чтобы деятельность пилота была эффективной, информационная модель полета, создаваемая бортовыми информационными системами, должна удовлетворять трем важнейшим требованиям:

1) по содержанию она должна адекватно отображать объекты управления и окружающую среду;

2) по форме и композиции она должна соответствовать задачам пилота по управлению и его психофизиологическим возможностям по приему и переработке информации;

3) по количеству информации она должна обеспечивать оптимальный информационный баланс и не приводить к таким явлениям, как дефицит информации или перегрузка информацией.

Первый шаг в уменьшении перегрузки пилота состоит в *сокращении потока информации до необходимого минимума*. Из теории автоматического управления известно, что чем меньше поток информации в контуре управления, тем выше качество управления. Это положение справедливо и для систем с участием оператора. Малый поток информации создает комфортные условия работы пилота, так как оставляет ему когнитивные ресурсы для активной мыслительной деятельности и для принятия решений. Пилот должен быть ясно осведомлен о параметрах полета, но в форме, которая исключала бы перегрузку его информацией. Для этого он должен получать чуть больше того минимума информации, который ему необходим на данной фазе полета. В ИМП следует включать наиболее существенные параметры состояния ЛА. Остальная информация должна представляться по запросу пилота и должна исключаться,

когда она больше не нужна. Не следует повторно показывать информацию, которая уже представлена где-то на экранах БИС.

Структура и принципы функционирования БИС должны отвечать условиям выборочного анализа пилотом информации. В частности, нужно предусмотреть возможность фильтрации информации, что позволяет пилоту отбирать данные, соответствующие его возможностям и условиям работы. Однако при этом нужно учитывать, что пилот не достигает осознания ситуации мгновенно, просто бросив взгляд на представленные ему данные. ИМП создается у него в течение некоторого периода времени путем наблюдения за динамикой развития ситуации. Если стратегия фильтрации выбрана неправильно, это может породить новые проблемы. Не должны отфильтровываться детали информации, критичные для пилота или необходимые для работы долговременной памяти. Так как пилот планирует действия наперед, в частности, чтобы избежать нежелательных ситуаций, у него должен быть доступ к информации, возможно и неактуальной в текущий момент, но позволяющей прогнозировать развитие ситуации. Если такая информация будет отфильтрована, пилот не сможет немедленно отреагировать на возникающую опасность.

Информация должна быть ясной и однозначной, нужно стремиться исключить необходимость в интерпретации представляемых данных, в их мысленном преобразовании, в пространственной трансформации, в вычислениях. Информация должна представляться в такой форме, в которой она может быть непосредственно использована. Для сокращения аналитической деятельности пилота при восприятии и оценке информации ее кодируют с учетом представлений пилота о свойствах объекта. Применяемые коды должны воспроизводить в наглядной форме свойства объекта и в то же время должны быть достаточно абстрактными.

Полезным свойством информационной модели является ее структурированность. Когда пилот понимает структуру представляемой ему информации, ему легче пользоваться такой системой. Поэтому отображаемая информация должна иметь иерархическую структуру, где каждый уровень иерархии определяет степень обобщенности контролируемых пилотом параметров состояния ЛА. БИС постоянно должны представлять общую картину ситуации. Эта картина состоит из набора элементов информации верхнего уровня. Кроме того, пилоту должна быть предоставлена возможность сфокусировать внимание на любом из этих элементов, при этом ему должен обеспечиваться доступ к информации низкого уровня, детализирующей общую картину в отношении выбранного элемента информации. По желанию пилота выбранная им информация должна сохраняться на экране индикатора необходимое время.

Важно соблюдать последовательность организации внимания: расположение элементов информационной модели должно соответствовать



наиболее вероятной последовательности изменений состояний управляемых объектов.

Так как значимость той или иной информации изменяется в зависимости от этапа полета и от различных обстоятельств, способ представления информации не обязательно поддерживать один и тот же; имеет смысл менять характеристики отображаемой информации для различных полетных ситуаций.

Для уменьшения перегрузки пилота, повышения эффективности его работы и повышения безопасности полета при проектировании БИС необходимо также руководствоваться следующими принципами:

- *следует располагать информацию на экране на постоянных местах;*
- *нормальные и ненормальные значения параметров должны иметь явные различия – по форме, цвету, размещению и т.п.;*
- *следует предоставлять информацию пилоту с необходимым упреждением к началу исполнения;*
- *БИС должна позволять пилоту использовать для принятия решения максимальное время (в пределах общего времени, отведенного на выполнение задачи);*
- *для разгрузки зрительного канала пилота следует использовать другие виды информационного взаимодействия (тональные звуковые сигналы, речь, тактильные сигналы).*
- *везде, где можно, а особенно в ситуациях с высокой нагрузкой на пилота предпочтительней вместо вербального/текстового представления информации использовать пространственное/графическое.*

Следует стремиться также к максимальной разгрузке оперативной памяти. Ее емкость весьма ограничена (5-9 объектов одновременно, что соответствует, например, 8 цифрам, 7 буквам или 5 односложным словам). Поэтому необходимо обеспечить такие условия, чтобы количество одновременно воспринимаемой оператором информации и длительность ее сохранения не превышали возможности оперативной памяти человека. Так как при представлении информации в той или иной мере используется кодирование (символы, обозначения и т.п.), следует применять значимые для пилота ключи. Полезно представлять информацию в виде, не нарушающем привычных стереотипов (например, красный цвет обычно обозначает опасность). Показания приборов должны вызывать естественные ожидаемые движения, не противоречащие опыту человека, приобретенному в процессе житейской и специальной практики. Направления перемещения стрелок/отсчетных элементов и соответствующих органов управления должны быть увязаны между собой (например, при вращении кремальеры по часовой стрелке стрелка прибора также должна двигаться по часовой стрелке). Используемая терминология, сокращения, способы изображения должны быть одними и теми же как в рамках одной системы, так и в пределах всей кабины.

Для разгрузки оперативной памяти также полезно обеспечить максимальное соответствие информационной модели реальным объектам и процессам, не заставляя пилота расшифровывать изображение.

Поскольку пропускная способность человека зависит от нагрузки на память, то уменьшение этой нагрузки позволяет пилоту быстрее перерабатывать информацию и своевременно реагировать на возникающие отклонения от нормального течения полета. Следовательно нужно стремиться минимизировать использование оперативной памяти и по возможности исключить использование долговременной памяти.

С точки зрения минимизации времени поиска следует стремиться, чтобы в объем фиксации, ограниченный зоной  $10^\circ$ , попадало не более чем 4–8 объектов.

Современные системы отображения обладают прекрасными изобразительными возможностями, однако использовать их нужно осторожно и только там, где нужно, так как излишняя изобразительность только затрудняет восприятие и замедляет поиск нужной информации на экране. Например, полезно при создании информационного кадра вначале изобразить все одним цветом, а затем добавить цвет там, где он действительно нужен.

Перечисленные меры позволяют уменьшить нагрузку на пилота, облегчить его работу. Однако при проектировании систем следует стремиться не к всемерному снижению нагрузки пилота, а к достижению оптимальной нагрузки, так как недогрузка пилота вызывает ослабление внимания, что приводит в конечном итоге к потере ритма и ошибкам. Необходимо достичь оптимального баланса между пилотом и средствами автоматизации, чтобы, с одной стороны, избежать перегрузки и утомления пилота, а с другой стороны – не исключить его из контура управления. Для организации внимания пилота, повышения степени его бодрствования необходимо:

- *сократить до минимума время реакции на запрос пилота (время от запроса до воспроизведения информации), а также время формирования изображения;*
- *обеспечить достаточную интенсивность потока информации (при интенсивности потока 1–10 сигналов в час уже может наблюдаться заметное ослабление внимания);*
- *принять меры к повышению заметности вновь появляющейся информации (мерцание, яркость, громкость);*
- *ограничить площадь размещения информации;*
- *обеспечить пилоту возможность контроля за правильностью своих действий;*
- *следует по возможности уменьшить объем информационного поля, не допуская нахождения в нем ненужных элементов;*
- *искомые элементы следует выделять другим цветом или с помощью светового маркера, более плохие результаты получаются при его выделении проблесковым свечением или изменением размера и яркости.*

Своевременному обнаружению опасных ситуаций способствует сигнализация. *Сигнализация должна:*

- *своевременно привлекать внимание экипажа к возникшему ненормальному состоянию,*
- *раскрывать смысл случившегося,*
- *способствовать организации необходимых действий,*
- *представлять информацию в обработанном виде.*

Система сигнализации должна выдавать пилоту сигналы с учетом приоритетности для различных режимов эксплуатации ЛА. По важности событий сигнализация разделяется на аварийную, предупреждающую и уведомляющую. К категории *аварийной* относится информация о событиях, связанных с возможностью возникновения опасных ситуаций и требующих немедленных действий со стороны экипажа (располагаемое время меньше 15 с). К категории *предупреждающей* отнесена информация, требующая немедленного привлечения внимания экипажа, но не требующая быстрых действий. К *уведомляющей* относится информация, указывающая на нормальную работу систем. Визуальные сигнальные сообщения должны иметь красный, желтый и зеленый цвет соответственно для аварийных, предупреждающих и уведомляющих сигналов.

Если экипаж ЛА включает двух и более человек, аварийная сигнализация должна восприниматься не менее, чем двумя членами экипажа. Кроме того, аварийная сигнализация должна использовать сигналы сильного привлекающего действия:

- звуковые сигналы различной тональности, тембра и длительности (зуммер и т.п.);
- тактильные сигналы;
- визуальные сигналы в проблесковом режиме с частотой мигания 2-5 Гц.

Так как длительное воздействие сигналов сильного привлекающего действия раздражает экипаж и способствует созданию паники, следует предусмотреть возможность прекращения их выдачи, когда ситуация распознана (с сохранением визуальной информации о ситуации).

Для аварийной сигнализации используется не менее двух видов сигнальных средств, воздействующих на разные анализаторы человека, например, на визуальный и слуховой, на визуальный и тактильный. В то же время для привлечения внимания и выдачи информации о конкретной ситуации не следует одновременно использовать более трех сигнальных устройств.

Ошибки экипажа не должны приводить к невыдаче сигналов или невозможности их восприятия. В частности, поэтому не допускается регулировка громкости звуковых сигналов.

Одновременно с выдачей сигнализации желательно предусмотреть возможность подсказок пилоту о его дальнейших действиях, особенно в аварийных и других ответственных ситуациях.

При нарушении экипажем последовательности операций или их невыполнении также предусматривают сигнализацию. Например, при попытке начать взлет с невыпущенными закрылками выдается сигнализация «К взлету не готов».

Необходимым качеством современных систем индикации и сигнализации является интерактивность. Любая команда пилота системе, ввод информации должны вызывать отклик, ясно показывающий пилоту, что его действие воспринято. Если запрос не может быть обслужен немедленно, должно появляться сообщение, что система находится в состоянии обслуживания. Тогда у пилота не возникнет сомнений, воспринято ли его действие или нет. Если ввод пилота ошибочный, система должна каким-то образом сообщить о том, что команда не воспринята и по какой причине, желательно, чтобы система предложила альтернативы.

Так как БИС или система-источник информации может в полете стать неисправной, нужно предусматривать средства, чтобы показать пользователям, что данные недостоверны или ошибочны, что система использует резервный источник информации. Важно также обеспечивать пилоту возможность оценки исправности средств отображения информации в любой момент полета, чтобы исключить возможность восприятия ложной информации.

## **2.6. Уроки практического применения бортовых информационных систем**

Применение бортовых информационных систем и вообще автоматизация на борту не являются безусловным благом. Если автоматизация применена неправильно, происходит не разгрузка пилота, а просто перенос нагрузки в другую область, и даже еще большее ее увеличение. Замечено также, что многие автоматизированные системы активно помогают экипажу во время спокойного установившегося полета, но оказываются бесполезными и даже мешают на напряженных этапах полета, когда их помощь была бы ценнее всего. Неравномерность нагрузки на экипаж наблюдается не только по этапам полета, но и в отношении распределения нагрузки между членами экипажа. Из двух пилотов современного пассажирского самолета часто более занятым оказывается не тот, кто пилотирует самолет, а другой, который отвечает за взаимодействие с системой самолетовождения и другими автоматизированными системами. Таким образом, автоматизация может породить новые проблемы.

Возможными негативными результатами автоматизации могут также стать ухудшение осознания пилотом сложившейся в полете ситуации, падение летного мастерства, выпадение пилота из контура управления с последующей неготовностью своевременно реагировать на возникающие угрозы. Многие экипажи, которым довелось летать на современных пассажирских самолетах, выражали мнение, что автоматизация зашла слишком далеко, что они часто

оказываются вне контура управления. Имеется в виду, что автоматизированные системы выполняют большой объем работы вместо людей, в результате у экипажа создается слишком благодушное настроение и они теряют конкретное ежесекундное понимание того, что, собственно, происходит с их самолетом или вертолетом.

Другую опасность несут в себе системы, призванные помочь пилоту в принятии правильного решения. Исследования показали, что добавление на борт таких систем, может в действительности замедлить принятие решения без улучшения его качества. Причем время принятия пилотом решения возрастает с увеличением уровня автоматизации. Было также установлено, что в нормальном режиме работы характеристики улучшаются, если компьютер участвует в исполнении решения и наоборот ухудшаются, если компьютер участвует в выработке решения.

Потенциальную угрозу для осознания пилотом ситуации представляет представление пилоту не первичной, «сырой», а обработанной информации. Выполняемая для того, чтобы облегчить пилоту работу, эта обработка, если она выполняется неправильно, может исключить из представляемой информации некоторые существенные признаки, которые были в исходной информации. Имея доступ к первичной информации опытный пилот может извлечь из нее больше полезных сведений, чем автоматизированная система. Кроме того, пилот может использовать «сырые» данные для перекрестного контроля информации, в то время, как с автоматизированными системами он этой возможности может быть лишен и вынужден целиком полагаться на их показания.

Также известен эффект «туннелирования» внимания. Он заключается в том, что если автоматизированная система осуществляет поиск угроз, целей или опасностей и обращает внимание оператора на какой-то потенциально опасный объект, он перестает замечать более приоритетные угрозы, которые при отсутствии такой автоматизированной системы он легко бы заметил. Например, исследования показали, что если внимание пилота привлекается к какой-то низкоприоритетной опасности, то он, как правило, не замечает необозначенную, но присутствующую на той же сцене высокоприоритетную опасность, угроза от которой гораздо реальнее.

Предполагалось, что применение электронных систем индикации должно дать пилоту полное осознание ситуации, однако есть свидетельства, что современные системы, напротив, уменьшают степень осознания пилотом ситуации. Так, в авиакомпании British Airways (BA) по материалам собственной базы данных об инцидентах провели сравнение самолетов с так называемой «стеклянной кабиной» (т.е. оборудованных электронными системами индикации и автоматическими системами пилотирования), и самолетов с классической кабиной, имеющей обычные электромеханические приборы. Все составляющие осознания ситуации оказались выше для классической кабины. Никаких якобы присущих «стеклянной кабине» преимуществ обнаружено не

было. ВА анализировала предупреждение о близости земли в ночных или сложных метеорологических условиях. Относительная доля происшествий для «стеклянной кабины» оказалась в 3,5 раза выше, чем для классической. Улучшения в отношении навигационных ошибок есть, но они оказались незначительными, причем вероятность обнаружения ошибок до того, как они стали навигационными отклонениями, была в 2 раза выше у экипажей классических кабин, а вероятность обнаружения уже происшедших навигационных отклонений была в 2 раза выше в «стеклянных кабинах».

Основная причина по мнению ВА заключается в том, что пилот из участника полета превратился в наблюдателя. В качестве возможных мер ВА предлагает:

вручную настраивать и идентифицировать по крайней мере одно навигационное средство во время отлета и прибытия для перекрестного контроля системы самолетовождения и для обновления мысленной модели;

увеличить количество выполняемых вручную задач, таких как выбор/изменение режима автопилота, или объявлять вслух об изменениях режима (большее словесное взаимодействие между пилотами позволит повысить уровень бодрствования и обеспечит перекрестный контроль мысленных моделей у пилотов).

Еще одна цель, которая ставилась при внедрении электронных систем индикации – уменьшение количества ошибок пилотов. Однако, оказалось, что компьютеризация кабины порождает новые виды ошибок. В первую очередь, можно говорить о потере бдительности: пилоты склонны слепо полагаться на компьютер. Американские ученые из университетов в Чикаго и Сан-Франциско провели исследования на летном тренажере с участием 80 добровольцев, которые были разделены на 2 группы. Одна половина летала с традиционными приборами, а другая половина – в кабинах, оборудованных электроникой, а также традиционными приборами для контроля. Перед полетами участникам говорили, что традиционные приборы абсолютно надежны, а компьютеры надежны, но не безотказны. Исследования показали, что несмотря на это предупреждение, люди склонны полностью полагаться на компьютер и не обращают никакого внимания на традиционные приборы, которые ясно показывали наличие проблем. Если компьютер предлагал ошибочное действие, то в 65% случаев это действие совершалось, хотя другие показания его не подтверждали. Если нужно было сделать какое-то действие, а компьютер молчал, то в 41% случаев нужное действие так и не было выполнено (в группе с традиционными приборами были пропущены только 3% действий).

Другой характерный пример. Пилоты совершали тренировочные полеты на тренажере с электронной системой индикации и сигнализации EICAS, подобной той, которая применяется на самолете Boeing 747-400. Перед полетом им напоминали, что в кабине есть 5 индикаторов пожара двигателя. Тем не менее, если EICAS выдавала сообщение о пожаре двигателя, практически все пилоты тут же выключали двигатель, хотя другие индикаторы не подтверждали

эту информацию. После полета пилоты сами вспоминали о том, что выключать двигатель, не проверив информацию о пожаре, опасно.

В другом исследовании сравнивалось поведение пилотов с бумажными контрольными перечнями операций и электронными. Пилоты с электронными перечнями выключали по ошибке двигатель в 3 раза чаще.

Описанное поведение исследователи объясняют следующими человеческими качествами.

**Познавательная лень.** Большинство людей выбирают путь наименьших умственных усилий. При наличии компьютеров, которые контролируют ситуацию, пилоты не утруждают себя перепроверкой.

**Социальное бездельничанье.** Люди, в основном, прикладывают меньше усилий, если они делают работу сообща с кем-то, чем когда они работают самостоятельно. Когда членом команды является компьютер, прослеживается та же тенденция.

**Распыление ответственности.** Разделяя с компьютером работу, люди склонны перекладывать на компьютер, как на члена коллектива, и часть ответственности.

**Подчинение авторитету.** Человек склонен подчиняться требованиям авторитетного лица. Компьютер часто воспринимается в качестве такого авторитета, за которым оставлена привилегия принимать решения.

Из всего сказанного можно сделать такой вывод: электронные системы нужны не для того, чтобы уменьшить участие пилота в процессе пилотирования, а для того, чтобы упростить ему эту задачу. Хорошая бортовая информационная система – не та, которая максимально разгружает пилота, а та, которая оставляет пилота в контуре управления, полностью осознающим сложившуюся ситуацию, не допуская в то же время его перегрузки.

Настоящая глава полностью посвящена вопросам проектирования БИС. Вопросы проектирования затрагивают и последующие главы, однако в этой главе они являются центральными.

Перед проектировщиком стоят задачи выбора или расчета параметров системы, определения ее внутренней структуры, обеспечения надежности, контролепригодности и других необходимых для авиационной системы качеств. Пути решения перечисленных задач и являются предметом рассмотрения следующих разделов.

Бортовая информационная система в общем случае состоит из трех подсистем: подсистемы измерения и преобразования информации, вычислительной подсистемы и подсистемы отображения. Первая из них, подсистема измерения и преобразования, осуществляет прием и измерение аналоговых и дискретных сигналов (от тех систем и датчиков ЛА, которые не имеют собственных средств измерения и преобразования сигналов в цифровую форму), выполняет предварительную обработку этих сигналов, преобразование их в цифровой последовательный код и передачу в таком виде в подсистему обработки для дальнейшего использования. Иногда подсистему измерения и преобразования выделяют в самостоятельную систему преобразования информации (пример такой системы СПАДИ-4 рассмотрен в разделе 5.4). Выбору параметров подсистемы измерения и преобразования информации посвящен раздел 3.1.

Вычислительная подсистема осуществляет обработку всей поступающей информации. Эта информация поступает в вычислительную подсистему как непосредственно, так и через подсистему измерения и преобразования. Вычислительная подсистема может быть построена на основе бортовых цифровых вычислительных машин или содержит специализированные вычислители, которые представляют собой те же БЦВМ, но усеченные и приспособленные для выполнения определенных задач. Ниже рассматриваются способы представления информации в БЦВМ (раздел 3.2), состав БЦВМ (раздел 3.3), описываются и сравниваются различные типы вычислительных машин, которые могут быть использованы в БИС (раздел 3.4), рассматриваются способы проектирования систем, содержащих в своем составе БЦВМ или процессоры (раздел 3.5).

После обработки вся необходимая информация передается из вычислительной подсистемы в подсистему отображения, задачей последней является представление информации экипажу. Информация может передаваться из подсистемы отображения экипажу в визуальной, звуковой или



тактильной форме. Различные виды БИС, отличающиеся способом представления информации, обсуждаются в главах 5-10.

В данной главе также рассматриваются общие для всех подсистем вопросы надежности (раздел 3.6), методы и средства контроля работоспособности (раздел 3.7).

Следует заметить, что описанная трехступенчатая структура БИС достаточно условна, границы между подсистемами могут быть размыты, а при современном уровне миниатюризации электронных компонентов все три подсистемы могут быть реализованы внутри одного электронного блока.

### 3.1. Выбор параметров измерителей/преобразователей

Основной задачей подсистемы измерения и преобразования является измерение аналоговых сигналов и представление измерительной информации в цифровой форме. Для этого нужно произвести над измерительной информацией ряд операций – дискретизацию, квантование, фильтрацию, статистическую обработку и др. Наиболее широко применяется способ многоканального преобразования, при котором однотипные аналоговые величины последовательно преобразуются в код на одном преобразователе. Это значительно сокращает аппаратную часть канала преобразования. Правда, при этом, естественно, увеличивается продолжительность цикла преобразования.

Непрерывный сигнал  $x(t)$  можно преобразовать в дискретную форму при совместном применении операций дискретизации и квантования (рис.3.1).

#### *Дискретизация*

*Дискретизацией* называется замена непрерывной функции  $x(t)$  ее мгновенными значениями  $x(t_i)$  в дискретные моменты времени  $t_i$  ( $i=1,2,3,\dots$ ). Дискретизация может быть *равномерной*, если шаг дискретизации  $\Delta T=t_i-t_{i-1}=\text{const}$ , и *неравномерной*. Неравномерная дискретизация бывает адаптивной или программной. При *адаптивной дискретизации* шаг  $\Delta T_i$  выбирают в зависимости от характера изменения сигнала в рассматриваемый промежуток времени, а *программная дискретизация* проводится по заранее установленной программе работы. Неравномерная дискретизация может проводиться с кратными интервалами  $\Delta T_i=c \cdot \Delta t$ , где  $c=1,2,3,\dots$ , а  $\Delta t=\text{const}$ , или с некратными  $\Delta T_{\min} \leq \Delta T_i \leq \Delta T_{\max}$ .

Исходную функцию  $x(t)$  можно восстановить по ее дискретным значениям  $x(t_i)$ . *Воспроизводящую функцию*  $z(t)$  можно представить в виде:

$$z(t) = \sum_{k=1}^m b_k \cdot f(t - t_k) ,$$

где коэффициенты  $b_k$  зависят от отсчетов  $x(t_k)$ .

Воспроизводящая функция восстанавливает исходную с некоторой погрешностью и для возможности восстановления  $z(t)$  с заданной погрешностью важен выбор числа точек дискретизации. Чем меньше шаг дискретизации  $\Delta T$ , тем точность представления выше, однако при этом появляется избыточность. Избыточные отсчеты приводят к загрузке аппаратуры, увеличивают время обработки информации, требуют дополнительных ресурсов для хранения и регистрации данных. Оптимальным будет такой шаг дискретизации, при котором воспроизводящую функцию можно восстановить с заданной погрешностью с минимальным числом выборок. Выбор шага дискретизации осуществляется на основе априорных сведений о характеристиках сигнала.

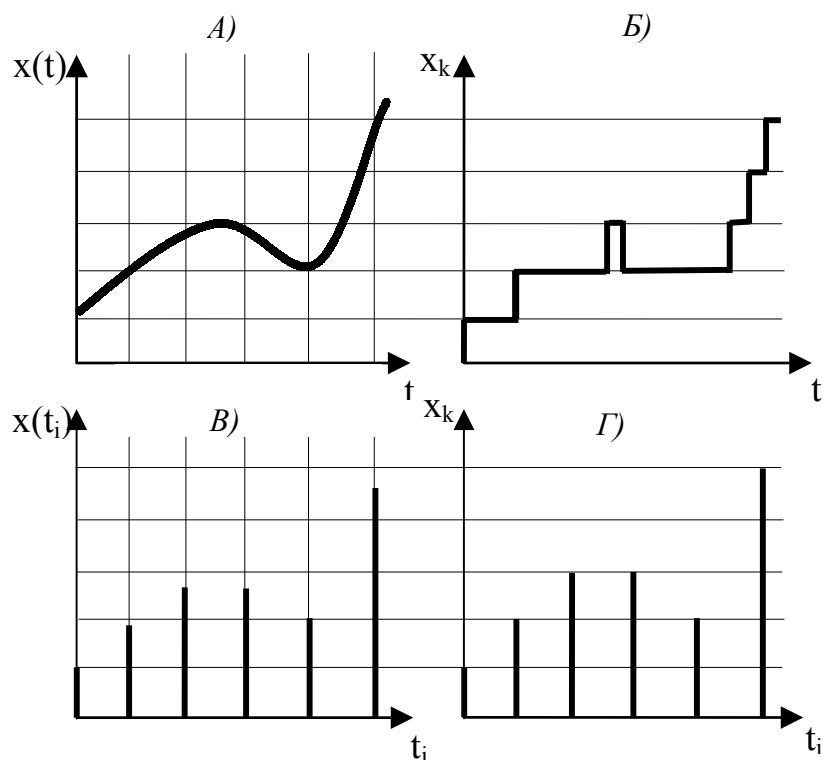


Рис.3.1. Дискретизация и квантование:

*A - исходная функция, Б - квантование, В – дискретизация, Г - дискретизация с квантованием*

Методы восстановления делятся на экстраполяцию, интерполяцию, аппроксимацию и приближение. При *экстраполяции* (предсказании) кривая проводится в заданном интервале по данным предыдущих отсчетов (одного или нескольких). При *интерполяции* кривая восстанавливается по данным двух или нескольких соседних отсчетов. При *аппроксимации* на каждом участке между известными значениями прямая заменяется кривой. Описанные методы восстановления основываются на предположении, что каждый отсчет является точным. На самом деле отсчеты содержат случайные погрешности. При наличии многих отсчетов можно одновременно с восстановлением

осуществить усреднение случайной погрешности отдельных отсчетов и провести плавную кривую в среднем по всей совокупности точек, не требуя прохождения кривой через каждую из точек. Такое восстановление называется *приближением* и может быть выполнено по методу наименьших квадратов.

Погрешность восстановления исходной функции

$$\Delta(t) = x(t) - z(t)$$

оценивается по следующим критериям:

- критерий наибольшего отклонения

$$\Delta(t)_m = \max|\Delta(t)| = \max|x(t) - z(t)|$$

- среднеквадратический критерий

$$\bar{\sigma} = \sqrt{\frac{1}{\Delta T_i} \cdot \int_{t_{i-1}}^{t_i} |x(t) - z(t)|^2 dt}$$

- интегральный критерий

$$\bar{\Delta}(t) = \int_t^{t_i} \Delta(t) dt$$

- вероятностный критерий

$$p\{\Delta(t) < \Delta_0\} = p_0,$$

где  $\Delta_0$  – допустимое значение погрешности,  $p_0$  – вероятность того, что погрешность не превысит значения  $\Delta_0$ .

### ***Квантование***

*Квантование по уровню* представляет собой преобразование множества значений сигнала  $x(t_i)$  в дискретное множество значений  $x_k \in [x_{\min}, x_{\max}]$ , где  $k=1,2,\dots,n$ . Эти значения называются *уровнями квантования*. Квантование тоже может быть равномерным и неравномерным. При *равномерном квантовании* весь диапазон сигнала  $x(t)$  разбивается на  $n$  уровней с шагом квантования

$$\gamma = \frac{x_{\max} - x_{\min}}{n}.$$

При *неравномерном квантовании* шаг квантования  $\gamma_k = x_k - x_{k-1}$  между соседними уровнями  $x_k$  и  $x_{k-1}$  изменяется.

При выбранном шаге квантования могут быть следующие способы отнесения значений  $x(t_i)$  сигнала к соответствующему уровню квантования:

- сигнал отождествляется с ближайшим уровнем квантования;
- сигнал отождествляется с меньшим уровнем квантования;
- сигнал отождествляется с большим уровнем квантования.

В случае а) максимальная погрешность квантования не превышает  $0,5\gamma_k$ , а в случаях б), в) погрешность может быть в два раза больше -  $\gamma_k$ .

Если рассматривать сигнал  $x(t_i)$  как реализацию случайной величины  $X$  с плотностью распределения вероятности  $p(x)$  и принять, что шаг квантования  $\gamma_k$  мал по сравнению с диапазоном изменения сигнала, то для погрешности квантования  $\Delta x_k = x - x_k$  будет справедливо:

математическое ожидание  $M[\Delta x_k] = 0$ ;

дисперсия

$$D[\Delta x_k] = \frac{1}{12} \cdot (\gamma_k)^3 \cdot p(x_k) ,$$

где  $p(x_k)$  – вероятность попадания величины  $x$  в интервал  $\gamma_k$ .

### Выбор интервала дискретизации

Пусть известна кривая  $x(t)$ . Если вследствие погрешностей и помех достоверными являются только значения, разделенные промежутками  $\Delta x$ , то проецируя эти точки на ось времени получим промежутки  $\tau_i$ , через которые целесообразно производить отсчеты (рис.3.2).

Таким образом, дискретность по оси  $t$  полностью определяется квантованием по уровню и крутизной функции  $x(t)$ .

Функцию  $x(t)$  можно аппроксимировать ломаной линией. Тогда

$$\operatorname{tg} \alpha_i = \frac{\Delta x_i}{\tau_i} ,$$

где  $\operatorname{tg} \alpha_i = (dx/dt)_i$  – скорость изменения функции на участке  $i$ , т.е.

$$\tau_i = \frac{\Delta x_i}{(dx/dt)_i} .$$

В предельных случаях:

а) при установившемся значении  $(dx/dt) \rightarrow 0$ ,  $\tau_i \rightarrow \infty$  ;

б) при скачке  $(dx/dt) \rightarrow \infty$ ,  $\tau_i \rightarrow 0$  .

Теоретическое обоснование процесса дискретизации информации содержит теорема Котельникова. Она использует представление сигнала в виде спектра гармоник. Реальный измеряемый сигнал всегда наблюдается в условиях помех, т.е. представляет собой реализацию случайного процесса. В некоторых случаях влиянием случайной компоненты (шума) можно пренебречь и считать сигнал квазидетерминированным. Для анализа сложный

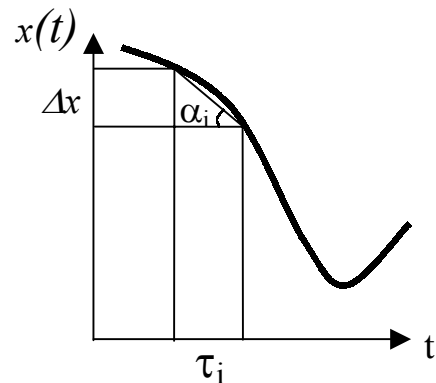


Рис.3.2. Выбор интервала дискретизации

квазидетерминированный сигнал удобно разложить на сумму элементарных функций  $\varphi_k(t)$ , обладающих известными свойствами

$$x(t) = \sum_{k=1}^N A_k \cdot \varphi_k(t) ,$$

где  $A_k$  – коэффициент разложения, называемый *спектром*.

Обычно для разложения используют систему функций, отвечающих на некотором интервале времени  $(t_n, t_k)$  *условию ортогональности*

$$\frac{1}{t_k - t_n} \int_{t_n}^{t_k} \varphi_k(t) \varphi_n(t) dt = 0$$

при  $k \neq n$  ( $k, n = 1, 2, \dots, N$ ).

Система функций  $\varphi_k(t)$  называется *ортонормированной*, если она удовлетворяет также условию

$$\int_{t_n}^{t_k} [\varphi_k(t)]^2 dt = 1 .$$

Система ортогональных функций, используемых для разложения сложного квазидетерминированного сигнала в ряд, называется *обобщенным рядом Фурье*, а соответствующие коэффициенты разложения – *обобщенным спектром Фурье*. Наиболее часто используется разложение сигнала  $x(t)$  в ряд по системе тригонометрических функций. Для периодического сигнала с периодом  $T$  это разложение имеет вид:

$$x(t) = \frac{A_0}{2} + \sum_{k=1}^{\infty} A_k \cdot \cos\left(k \frac{2\pi}{T} t - \phi_k\right) ,$$

где  $A_k, \phi_k$  – амплитуда и начальная фаза  $k$ -й гармоники.

**Теорема о дискретизации сигнала**, известная как теорема Котельникова, так определяет правило дискретизации: всякий непрерывный сигнал  $x(t)$ , обладающий ограниченным спектром частот, не содержащим частот выше, чем  $F_{гр}$ , полностью определяется своими дискретными значениями в моменты отсчета, отстоящие друг от друга во времени на интервалы

$$T_0 \leq \frac{1}{2F_{гр}}$$

и может быть восстановлен по формуле

$$x(t) = \sum_{n=-\infty}^{\infty} x(n/F_0) \frac{\sin \pi(F_0 t - n)}{\pi(F_0 t - n)} \quad (3.1)$$

где  $F_0$  – частота дискретизации.

Из теоремы Котельникова следует, что частота дискретизации должна отвечать условию  $F_0 \geq 2F_{zp}$  (условие Найквиста), в противном случае возникает эффект наложения или подмены частот, который является причиной погрешности при восстановлении сигнала.

Теорема Котельникова предполагает ограниченный спектр частот и бесконечную протяженность во времени (надо знать все прошлые и будущие значения), тогда как реальный сигнал имеет конечную длительность и неограниченный частотный спектр. В этом случае применение теоремы Котельникова дает несколько завышенную частоту  $F_0$ . На практике частоту преобразования устанавливают по соотношению

$$F_0 = k \cdot 2f_m, \quad (3.2)$$

где  $f_m$  – принятая максимальная частота в спектре сигнала, а  $k$  – коэффициент запаса, обычно  $1,5 \leq k \leq 6$ .

### ***Выбор рациональной разрядности преобразователя***

Пусть некая непрерывная величина  $x_0$  измеряется и преобразуется в цифровой код. Фактическое значение с учетом ошибки равно  $x = x_0 + \Delta x$ .

Суммарная погрешность

$$\Delta x = \Delta x_{\text{и}} + \Delta x_{\text{д}} + \Delta x_{\text{т}},$$

где  $\Delta x_{\text{и}}$  – погрешность измерения,  $\Delta x_{\text{д}}$  – погрешность дискретизации,  $\Delta x_{\text{т}}$  – погрешность запаздывания преобразователя.

Ошибка  $\Delta x_{\text{д}}$  не превышает некоторой постоянной величины  $h$  (единицы младшего разряда). Если рассматривать  $x$  как случайную величину, для ошибки  $\Delta x_{\text{д}}$  можно принять закон равной вероятности. Основными характеристиками этой ошибки будут математическое ожидание  $m_h$  и дисперсия  $D_h$ .

Если округление выполняется методом отбрасывания, то

$$m_h = -\frac{h}{2}; \quad D_h = \frac{h^2}{12}.$$

Если округление оптимальное, то  $m_h=0$ , а  $D_h$  – та же.

Шаг  $h$  можно определить через диапазон измерения преобразуемой величины  $\Delta X_{\text{max}} = X_{\text{max}} - X_{\text{min}}$  и число разрядов преобразователя  $n$ :

$$h = \frac{\Delta X_{\text{max}}}{2^n - 1} \approx \frac{\Delta X_{\text{max}}}{2^n}. \quad (3.3)$$

Среднеквадратичная ошибка квантования по уровню

$$\sigma_h = \sqrt{D_h} = \frac{h}{\sqrt{12}} .$$

Из условия согласования точности преобразования с точностью измерения  $\sigma_h = \sigma_{\text{и}}$  (где  $\sigma_{\text{и}}$  – среднеквадратичная ошибка измерения) следует:

$$\frac{h}{\sqrt{12}} = \frac{\Delta X_{\text{max}}}{2^n \sqrt{12}} = \sigma_{\text{и}} \Rightarrow 2^n = \frac{\Delta X_{\text{max}}}{\sqrt{12} \cdot \sigma_{\text{и}}} .$$

Следовательно, число разрядов

$$n = E \left\{ \log_2 \left[ \frac{\Delta X_{\text{max}}}{\sqrt{12} \cdot \sigma_{\text{и}}} + 1 \right] \right\} , \quad (3.4)$$

где  $E\{Z\}$  – целая часть числа  $Z$ .

### ***Определение допустимого времени преобразования***

Ошибка  $\Delta x_{\tau}$ , вызванная запаздыванием на время преобразования  $\tau$ , является динамической и может быть определена как

$$\Delta x_{\tau} = \left| dx/dt \right|_{\text{cp}} \cdot \tau ,$$

где  $\left| dx/dt \right|_{\text{cp}}$  – абсолютное значение округленной на интервале  $\tau$  производной по времени от измеряемой величины.

В общем случае эта производная – случайная величина с дисперсией  $D_{\text{в}}$ . Эта дисперсия связана с дисперсией  $D_{\tau}$  ошибки запаздывания  $\Delta x_{\tau}$  следующим образом:

$$D_{\tau} = D_{\text{в}} \cdot \tau^2 .$$

Отсюда

$$\tau = \sqrt{\frac{D_{\tau}}{D_{\text{в}}}} . \quad (3.5)$$

Зададимся условием, при котором дисперсия ошибки запаздывания будет меньше второго начального момента ошибки представления  $\alpha_h$ , где

$$\alpha_h = m_h^2 + D_h ,$$

т.е.

$$D_{\tau} \leq m_h^2 + D_h . \quad (3.6)$$

При оптимальном округлении  $m_h = 0$ ,  $D_h = h^2/12$ , подставив эти значения в (3.6), получим

$$D_{\tau} \leq \frac{h^2}{12} . \quad (3.7)$$

Подставляя (3.7) в (3.5), получим

$$\tau \leq \frac{h}{\sigma_{\text{в}} \cdot \sqrt{12}} , \quad (3.8)$$

где  $\bar{\sigma}_B = \sqrt{D_B}$  – среднее квадратичное отклонение случайной величины  $|dx/dt|_{cp}$ .

Подставляя в (3.8)  $h$  из (3.3), получим выражение для определения допустимого времени преобразования:

$$\tau \leq \frac{\Delta X_{\max}}{\sigma_B \cdot 2^{n+1} \cdot \sqrt{3}} \quad (3.9)$$

При округлении методом отбрасывания  $m_h = -h/2$ ,  $D_h = h^2/12$ . Подставляя эти значения в (3.6) и выполнив аналогичные подстановки последовательно получим:

$$\begin{aligned} D_\tau &\leq \frac{h^2}{3}; \\ \tau &\leq \frac{h}{\sigma_B \cdot \sqrt{3}}; \\ \tau &\leq \frac{\Delta X_{\max}}{\sigma_B \cdot 2^n \cdot \sqrt{3}}. \end{aligned} \quad (3.10)$$

### ***Методы повышения точности преобразователей***

Погрешности преобразования входной информации можно разделить на статические и динамические. *Статические погрешности* вызваны технологией изготовления аппаратуры, влиянием дестабилизирующих факторов окружающей среды, старением элементов, собственными и наводимыми шумами. *Динамические погрешности* возникают вследствие дискретизации сигнала во времени, задержек в элементах, влияния паразитных емкостей в электронных схемах и т.п.

Из класса статических погрешностей можно выделить:

- погрешность смещения нуля, которая вызывает смещение выходного кода на величину, пропорциональную этой погрешности;
- погрешность крутизны, обусловленную изменением коэффициента передачи всего канала преобразования на величину  $\Delta K$  и дающую погрешность  $\Delta K \cdot U_x$ , где  $U_x$  – преобразуемый сигнал;
- погрешности нелинейности преобразования, обусловленные отклонением функции преобразования от линейной.

Соответственно перечисленным источникам погрешностей существуют методы их компенсации. Аналоговые методы автокоррекции охватывают отдельные аналоговые элементы или всю аналоговую часть преобразователя. Обычно это простые схемные решения. Цифровая автокоррекция производится в цифровой части преобразователя и охватывает весь преобразователь. Часто применяют программные методы автокоррекции.



Для компенсации случайных погрешностей, как возникающих в самом канале преобразования, так и поступающих на вход преобразователя вместе с полезным сигналом, используют статистическую обработку сигналов и цифровую фильтрацию. Оба метода увеличивают время измерения. Поэтому параметры статистической обработки/фильтрации нужно выбирать так, чтобы не превысить допустимую динамическую погрешность.

*Статистическая обработка* результатов преобразования заключается в получении оценки параметра  $x$  по выборке из  $q$  значений в моменты  $t_1, t_2, \dots, t_q$ . Простейший и наиболее употребительный метод – метод моментов: результаты  $q$  преобразований суммируются с соответствующими весами. Усреднение результатов позволяет уменьшить дисперсию погрешности и среднеквадратичную погрешность в  $q$  раз по сравнению с дисперсией погрешности единичного результата выборки.

*Фильтрация* использует линейные и нелинейные фильтры. Наибольшее распространение получили фильтры Винера и Калмана. Реализация фильтров с заданной передаточной функцией в виде аналоговых устройств в большинстве практических случаев оказывается сложной задачей. Кроме того, у аналоговых фильтров нестабильность параметров вызывает неконтролируемые изменения (погрешность) выходного сигнала. Эти причины обусловили широкое применение цифровых фильтров. Цифровой фильтр реализует в общем случае решение уравнения в конечных разностях следующего вида (*рекурсивный фильтр*):

$$y_k = \sum_{j=1}^{n-1} a_j \cdot y_{k-j} + \sum_{m=0}^{n-1} b_m \cdot x_{k-m} . \quad (3.11)$$

где  $x_k, y_k$  – отсчеты входного и выходного сигналов фильтра,  $a_j, b_m$  – константы.

Например, апериодический фильтр первого порядка

$$W(p) = \frac{1}{Tp + 1}$$

может быть реализован следующим разностным уравнением:

$$y_k = a_1 \cdot y_{k-1} + b_0 \cdot x_k - b_1 \cdot x_{k-1} ,$$

где

$$a_1 = \frac{t}{2T + t} ;$$

$$b_0 = b_1 = \frac{2T - t}{2T + t} ;$$

$t$  – интервал дискретизации;  $T$  – постоянная времени фильтра.

В большинстве случаев алгоритм рекурсивного фильтра (3.11) может быть представлен в более простом виде:

$$y_k = \sum_{j=1}^{n-1} a_j \cdot y_{k-j} + b_1 \cdot x_k .$$

Если у рекурсивного фильтра положить все  $a_j=0$ , получим выражение для *трансверсального* (нерекурсивного) *фильтра*:

$$y_k = \sum_{m=0}^{n-1} b_m \cdot x_{k-m} . \quad (3.12)$$

Несмотря на более простой вид трансверсального фильтра, рекурсивный предпочтительнее, т.к. он позволяет использовать результаты предыдущих вычислений и поэтому требует меньшего числа операций, следовательно он имеет преимущество в быстродействии.

Пример. Вычисление среднего значения сигнала с помощью трансверсального фильтра:

$$y_k = \frac{\sum_{m=0}^{N-1} x_{k-m}}{N}$$

требует  $(N+1)$  операцию, а при помощи рекурсивного фильтра:

$$y_k = y_{k-1} + \frac{x_k - x_{k-1}}{N} - 3 \text{ операции.}$$

Цифровой фильтр обеспечивает высокую точность обработки, его погрешность (за счет округления результатов операций) контролируема, не зависит от условий работы и может быть уменьшена, если нужно, за счет увеличения числа разрядов. Однако, цифровой фильтр имеет и недостатки, основной из которых - относительно низкая скорость обработки информации.

### 3.2. Представление информации в БЦВМ

Информация в БЦВМ кодируется двоичным кодом. Информация делится на команды и операнды. *Команда* машинного языка в программе задает операцию над одной или несколькими порциями данных, называемых *операндами* данной команды. Встречаются следующие типы команд:

- арифметические – выполняют целочисленные операции сложения, вычитания, умножения;
- логические – выполняют логические операции (логическое сложение, логическое умножение, отрицание и т.д.);
- команды с плавающей точкой – операции сложения, вычитания, умножения, деления над вещественными числами;
- десятичные – десятичное сложение, умножение, преобразование форматов;
- строковые – пересылки, сравнения и поиск строк;
- пересылки – операции загрузки и записи;

- управления потоком команд – безусловные и условные переходы, вызовы процедур и возвраты из них;
- системные – системные вызовы, команды управления виртуальной памятью.

Команда состоит из одного или более слов. Второе и последующие слова команды – либо адреса, либо операнды. Процессор интерпретирует слово или как адрес, или как значение операнда, или как слово состояния процессора.

Операнд может представлять собой число, логическое значение, текстовую строку. Местоположение операнда кодируется в адресной части команды или задается неявно. При неявном задании предполагается, что операнд находится в определенном регистре или ячейке памяти. Операнд может также располагаться в поле команды.

Команда называется *безадресной*, если в ней ни один из операндов не задан явно. В зависимости от числа явно заданных операндов различают команды *одноадресные*, *двухадресные* и т.д.

Числа в БЦВМ представляются *с фиксированной точкой* или *с плавающей точкой*. В первом случае (фиксированная точка) положение делителя дробной части числа закреплено в последовательности разрядов, но сам делитель явно не кодируется. Во втором случае (плавающая точка) число представлено *мантиссой* и *порядком* и определяется выражением

$$M \cdot a^p,$$

где  $M$  – число, представляющее мантиссу,  $a$  – основание системы счисления,  $p$  – число, называемое порядком. Мантисса обычно представляется как число с фиксированной точкой.

Точность представления числа определяется разрядностью мантиссы, диапазон – разрядностью порядка и основанием системы счисления.

Множество допустимых значений адресов называется *адресным пространством*. Максимальный объем адресного пространства определяется разрядностью адреса.

Адреса, вырабатываемые процессором при выполнении команд, называются *логическими*. Адреса, используемые непосредственно для выбора ячейки называются *физическими*. Логические адреса называются *виртуальными*, если они не совпадают с адресами физического пространства памяти. Объем виртуального пространства в БЦВМ часто превышает объем физического пространства памяти, доступный процессору. В этом случае данные, адресуемые в виртуальном пространстве, размещаются частично в физическом пространстве, частично во внешнем запоминающем устройстве (ВЗУ). В каждый конкретный момент времени механизм преобразования виртуальных адресов в физические отображает на физическом пространстве лишь часть виртуального. Обеспечение отображения обычно осуществляется с помощью таблиц, находящихся в физическом пространстве памяти и доступных управляющей программе.

Существует ряд способов адресации, т.е. способов вычисления исполнительного адреса; основные из них приведены в таблице 3.1. Статистика показывает, что чаще всего используются непосредственная адресация и индексная косвенная адресация, причем величина смещения в индексной косвенной адресации обычно не превышает 16 разрядов.

### 3.3. Состав БЦВМ

Любая БЦВМ включает следующие основные устройства: процессор, оперативное запоминающее устройство (ОЗУ), постоянное запоминающее устройство (ПЗУ), устройства ввода-вывода (УВВ). Часто БЦВМ также содержит внешнее запоминающее устройство.

*Процессор* – устройство, обеспечивающее обработку данных, размещаемых в ОЗУ, по заданной программе. При наличии в БЦВМ нескольких процессоров часто один из них наряду с обработкой информации выполняет также функции управления всей БЦВМ, он называется *центральным процессором*.

Процессоры могут быть параллельными и последовательными: *параллельный процессор* обрабатывает одновременно все разряды машинного слова (8/16/32/64 разряда), *последовательный процессор* обрабатывает по одному разряду.

Процессор содержит одно или несколько устройств обработки, называемых обычно арифметическо-логическими устройствами, устройство управления, локальную память и, при необходимости, средства контроля и диагностики.

*Арифметическо-логическое устройство (АЛУ)* предназначено для выполнения арифметических и логических операций над числами, представленными с фиксированной или плавающей точкой. Логические операции выполняются над числовыми наборами  $n$ -разрядной длины. Знак числа в этом случае участвует в логической операции на общем основании.

АЛУ содержит один или несколько сумматоров и регистры для хранения промежуточных данных и результатов преобразований. Оно может быть расширено специализированными устройствами: сдвигателем, быстрым умножителем, десятичным сумматором, конвертером, сопроцессором и др.

В процессе обработки информации в режиме с фиксированной точкой в АЛУ вырабатываются признаки переполнения и передачи управления. Признак переполнения разрядной сетки вырабатывается при выполнении операций над числами и поступает в устройство управления на схемы прерывания вычислительного процесса. В этом случае машина либо останавливается, либо происходит повторное решение данного участка программы.

Таблица 3.1

## Способы адресации

Способ	Описание, пример
Непосредственная	Операнд содержится в самой команде. В памяти он располагается непосредственно за командой и для выборки операнда счетчик команд РС автоматически увеличивается на 2. <i>MOV #100.,R3 – величина 100 засылается в регистр R3</i>
Абсолютная	Абсолютный адрес операнда содержится в самой команде. В памяти адрес операнда располагается за командой и для выборки этого адреса РС автоматически увеличивается на 2. <i>MOV @#BETA.,R3 – величина BETA засылается в R3</i>
Регистровая прямая	Операнд содержится в указанном регистре. <i>CLR R4 – очистить содержимое регистра R4</i>
Регистровая косвенная	Содержимое адресуемого регистра является адресом операнда. <i>CLR @R4 – очистить ячейку памяти, чей адрес находится в регистре R4</i>
Автоинкрементная прямая	Содержимое регистра сначала используется в качестве адреса операнда, а затем увеличивается на 1 (при адресации байта) или на 2 (при адресации 16-разрядного слова). Адресация этого типа удобна при обработке массивов и таблиц. <i>CLR (R4)+ – очистить ячейку памяти, чей адрес находится в регистре R4, а затем увеличить содержимое R4 на 2</i>
Автоинкрементная косвенная	Содержимое регистра используется как косвенный адрес операнда, а затем увеличивается на 1 или 2. <i>CLR @(R4)+ – указатель адреса операнда находится в R4; операнд находится и очищается; указатель увеличивается на 2</i>
Автодекрементная прямая	Содержимое регистра уменьшается на 1 или 2, а затем используется в качестве адреса операнда. Этот тип адресации используется в командах засылки в стек. <i>CLR -(R4) – содержимое R4 уменьшается на 2, а затем находится ячейка памяти по этому (уменьшенному) адресу и очищается</i>
Автодекрементная косвенная	Содержимое регистра уменьшается на 1 или 2 и используется в качестве косвенного адреса операнда. <i>CLR @-(R4) – содержимое R4 уменьшается на 2 и служит указателем адреса операнда; операнд находится и очищается</i>
Индексная прямая	Адрес операнда вычисляется как сумма содержимого регистра, номер которого указан в поле адресации (база), и индексного адресного слова команды (смещение). В памяти смещение следует сразу за командой. <i>CLR 10(R3) – очищается ячейка с адресом, вычисляемым как содержимое R3+10</i>
Индексная косвенная	Содержимое адресуемого регистра складывается с индексным словом, следующим за командой, и является косвенным адресом операнда. <i>CLR @10(R3) – указатель адреса операнда является суммой содержимого R3 и 10 ; операнд по этому адресу очищается</i>
Относительная	Частный случай прямой индексной адресации: в качестве регистра здесь выступает счетчик команд (РС), а адрес операнда вычисляется как сумма содержимого РС и индексного слова команды (смещение).
Относительно-косвенная	Частный случай косвенной индексной адресации: в качестве регистра здесь выступает счетчик команд, указатель адреса операнда вычисляется как сумма содержимого РС и индексного слова команды (смещение). Адрес операнда находится в этой ячейке-указателе.

Признак передачи управления может вырабатываться при выполнении арифметических и логических операций (например, по отрицательному или нулевому значению результата операции) и используется при реализации команд условного перехода, которые служат для организации ветвления вычислительных процессов и составления циклических программ.

В режиме обработки информации с плавающей точкой вырабатываются признаки, фиксирующие переполнение порядков, нарушения нормализации вправо и влево, а также признак передачи управления, подобный описанному в предыдущем случае.

*Устройство управления* (УУ) управляет процессами передачи и обработки информации в процессоре (принимает и расшифровывает команды, формирует последовательность управляющих сигналов, сигналов синхронизации и др). УУ может быть с жесткой логикой и микропрограммным.

*Локальная память* процессора состоит в основном из различных регистров – регистров общего назначения (РОН), регистров-указателей, рабочих регистров, управляющих регистров и др. Локальная память может также включать буферы команд и данных, специальную память для хранения таблиц, преобразования адресов и др.

*Оперативное запоминающее устройство* — часть памяти БЦВМ, которая в процессе переработки информации непосредственно взаимодействует с АЛУ. Оно предназначено, главным образом, для хранения входной информации БЦВМ, а также промежуточных и конечных результатов вычислений. В ОЗУ производится как запись, так и считывание информации. Обычно ОЗУ реализуется в виде одного или нескольких блоков, снабженных общим устройством управления.

Основными характеристиками ОЗУ являются время обращения к ОЗУ и емкость. Под *временем обращения* понимается время, необходимое для записи или считывания одной неделимой единицы информации (машинное слово, байт) из любой ячейки памяти. В процессе проектирования, разработки и создания БЦВМ необходимо, чтобы время обращения к ОЗУ было не более времени выполнения короткой операции в АЛУ (чаще всего операции сложения двух операндов). *Емкость памяти* - это максимально возможное число машинных слов определенной длины, хранимых в ОЗУ одновременно.

*Постоянное запоминающее устройство* — специфический тип памяти БЦВМ. Особенность ПЗУ заключается в том, что информация может быть записана туда только один раз. В ПЗУ хранится информация, которая не подлежит изменению в процессе функционирования БЦВМ: программы работы БЦВМ и используемые константы. По сравнению с ОЗУ хранение информации в ПЗУ гораздо надежнее, исключена возможность искажения этой информации при сбоях. Также время обращения к ПЗУ обычно меньше, чем к ОЗУ. Запись (программирование ПЗУ) производится на заводе-изготовителе БЦВМ.

*Внешнее запоминающее устройство* выполняет функции хранения не оперативных данных. Объем ВЗУ обычно значительно превышает ОЗУ. К ВЗУ относятся диски типа «винчестер», магнитные ленты и т.п.

*Устройства ввода—вывода* служит для связи БЦВМ с внешней средой и объектом управления. Часто УВВ выполняют также некоторую обработку входной и выходной информации, направленную на повышение ее достоверности за счет использования имеющейся информационной избыточности. При проектировании устройств ввода необходимо установить количество входных величин, подлежащих преобразованию, рабочие диапазоны, точность измерения входных сигналов, форму, скорость изменения измеряемой величины, способ преобразования информации, масштаб представления соответствующих величин в машине. При проектировании устройств вывода необходимо установить форму выдаваемого сигнала, его рабочий диапазон, допустимую дискретность по уровню и ограничения по временной дискретности выдачи сигналов.

### 3.4. Типы цифровых вычислительных машин

Существует множество типов цифровых вычислительных машин (ЦВМ). Попытки провести их классификацию пока не привели к созданию стройной общепринятой системы: всегда находятся машины, не укладывающиеся в предложенную схему. Поэтому в настоящее время параллельно существует несколько классификаций. Рассмотрим основные типы ЦВМ, пользуясь при этом наиболее известной классификацией М.Флинна по типам потока команд и потока данных. Под *потоком команд* понимается последовательный ряд операций (команд), выполняемых ЦВМ, а под *потоком данных* - последовательный ряд операндов (данных), вызываемых потоком команд, включая промежуточные результаты. Машина, выполняющая одновременно только одну команду, называется ЦВМ с одиночным потоком команд, а машина, способная одновременно выполнить несколько команд называется ЦВМ с множественным потоком команд. Машина, обрабатывающая одновременно только один операнд (единицу данных), называется ЦВМ с одиночным потоком данных, а машина, у которой одновременно в одинаковой стадии обработки находится несколько операндов, называется ЦВМ с множественным потоком данных. По типам потоков команд и данных ЦВМ подразделяются на четыре основных класса:

1. *SISD* (single instruction stream/single data stream) - с одиночным потоком команд и одиночным потоком данных;
2. *SIMD* (single instruction stream/multiple data stream) - с одиночным потоком команд и множественным потоком данных;
3. *MISD* (multiple instruction stream/single data stream) - с множественным потоком команд и одиночным потоком данных;

4. *MIMD* (multiple instruction stream/multiple data stream) - с множественным потоком команд и множественным потоком данных.

Существуют также вычислительные машины, обладающие способностью в процессе функционирования изменять тип структуры и переходить из одного класса в другой.

Все эти классы могут использоваться в бортовых системах.

### ***Класс SISD: один поток команд и один поток данных***

Класс SISD представляют собой обычные структуры фон-Неймановского типа. В таких ЦВМ есть только один поток команд, все команды обрабатываются последовательно друг за другом и каждая команда инициирует одну операцию с одним потоком данных. С точки зрения классификации по потокам команд и данных не имеет значения тот факт, что для увеличения скорости обработки команд и скорости выполнения арифметических операций в ЦВМ этого класса может применяться конвейерная обработка.

К классу SISD относятся, прежде всего, классические последовательные машины, структура которых изображена на рис.3.3, например, PDP-11 или VAX 11/780.

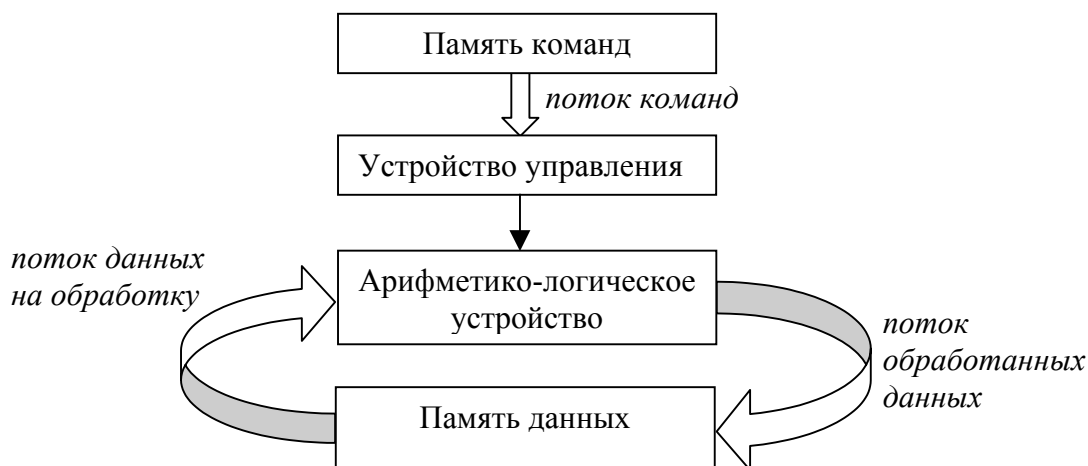


Рис.3.3. Структура ЦВМ класса SISD

Структурно это самый простой и самый распространенный тип ЦВМ, большинство используемых в бортовом оборудовании ЛА универсальных БЦВМ и специализированных вычислителей относятся к этому классу, например, БЦВМ серий «Орбита», «Аргон», ЦВМ80.

В процессе эволюции вычислительных машин класса SISD они приобрели развитую систему команд: с большим количеством машинных команд, многие из которых сложные и выполняются за много тактов, с большим количеством методов адресации, большим количеством форматов команд различной разрядности, с преобладанием двухадресного формата команд, наличием команд обработки типа регистр-память. Анализ работы



процессоров показал, что примерно 80% времени выполняется лишь 20% большого набора команд. Стремясь повысить общую производительность ЦВМ, количество команд резко уменьшили, а сложные команды стали выполнять в виде последовательностей команд из выбранного минимума. Резко уменьшили и количество способов адресации памяти. Более сложные и редко встречающиеся в реальных программах способы адресации стали реализовывать с помощью дополнительных команд, что вообще говоря приводит к увеличению размера программного кода. Однако такое увеличение длины программы окупается возможностью простого увеличения тактовой частоты процессоров. В результате появились процессоры ставшие базой компьютеров с сокращенным набором команд – *RISC-процессоры* (RISC - Reduced Instruction Set Computer). Структура процессоров резко упростилась, а время выполнения программ - сократилось. Новый подход к архитектуре процессора значительно сократил площадь, требуемую для него на кристалле интегральной микросхемы. Это позволило увеличить число регистров. В современном RISC-процессоре используется не менее 32 регистров, часто более 100, в то время, как в классических ЦВМ обычно 8-16 регистров общего назначения. В результате процессор на 20%-30% реже обращается к оперативной памяти, что также повысило скорость обработки данных. Кроме того, наличие большого количества регистров упрощает работу компилятора по распределению регистров под переменные. Упростилась топология процессора, выполняемого в виде одной интегральной схемы, сократились сроки ее разработки, она стала дешевле.

После появления RISC-процессоров традиционные процессоры получили обозначение CISC – то есть с полным набором команд (Complete Instruction Set Computer).

В настоящее время RISC-процессоры получили широкое распространение. Современные RISC-процессоры характеризуются следующим:

- упрощенным набором команд;
- используются команды фиксированной длины и фиксированного формата, простые способы адресации, что позволяет упростить логику декодирования команд;
- большинство команд выполняются за один цикл процессора;
- логика выполнения команд с целью повышения производительности ориентирована на аппаратную, а не на микропрограммную реализацию, отсутствуют макрокоманды, усложняющие структуру процессора и уменьшающие скорость его работы;
- взаимодействие с оперативной памятью ограничивается операциями пересылки данных;
- для обработки, как правило, используются трехадресные команды, что помимо упрощения дешифрации дает возможность сохранять большее число переменных в регистрах без их последующей перезагрузки;

- создан конвейер команд, позволяющий обрабатывать несколько из них одновременно;
- наличие большого количества регистров;
- используется высокоскоростная память.

В RISC-процессорах обработка машинной команды разделена на несколько ступеней, каждую ступень обслуживают отдельные аппаратные средства и организована передача данных от одной ступени к следующей. Производительность при этом возрастает благодаря тому, что одновременно на различных ступенях конвейера выполняются несколько команд.

Выполнение типичной команды можно разделить на следующие этапы:

- 1) выборка команды *IF* - по адресу, заданному счетчиком команд, из памяти извлекается команда;
- 2) декодирование команды *ID* – выяснение ее смысла, выборка операндов из регистров;
- 3) выполнение операции *EX*, при необходимости обращения к памяти - вычисление физического адреса;
- 4) обращение к памяти *ME*;
- 5) запоминание результата *WB*.

Если отвести для выполнения каждого этапа один такт синхронизации и начинать в каждом такте выполнение новой команды, то в каждом такте будет выполняться в совмещенном режиме пять различных команд. На рис.3.4 изображена работа 5-ступенчатого конвейера команд. Из рисунка видно, что в каждом такте конвейер исполняет 5 этапов, относящихся к разным командам. Но в целом получается, что команда исполняется за один такт (см. такт 5 на рисунке).

Конвейеризация увеличивает пропускную способность процессора - количество команд, завершающихся в единицу времени, но она не сокращает время выполнения отдельной команды. В действительности, она даже несколько увеличивает время выполнения каждой команды из-за накладных расходов, связанных с управлением регистрами. Однако увеличение пропускной способности означает, что программа будет выполняться быстрее по сравнению с простой неконвейерной схемой. В качестве примера рассмотрим неконвейерную машину с пятью этапами выполнения операций, которые имеют длительность 50, 50, 60, 50 и 50 нс соответственно. Пусть

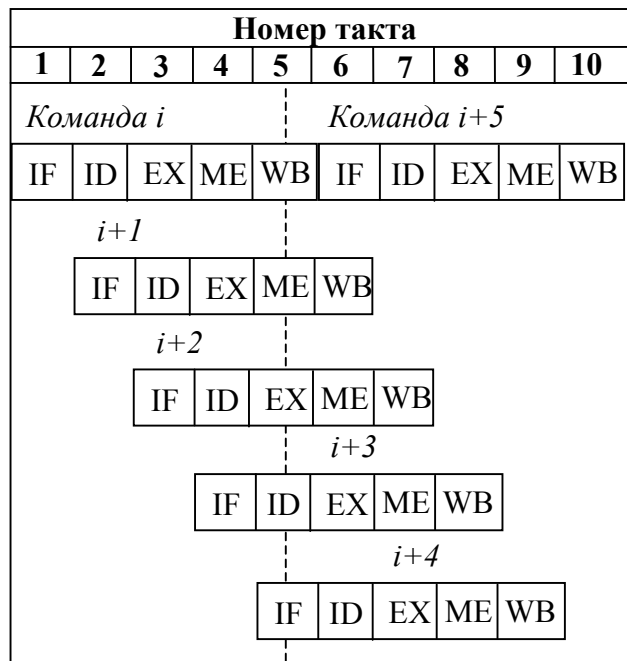


Рис.3.4. Конвейер команд

накладные расходы на организацию конвейерной обработки составляют 5 нс. Тогда среднее время выполнения команды в неконвейерной машине будет равно 260 нс. Если же используется конвейерная организация, длительность такта будет равна длительности самого медленного этапа обработки (60 нс) плюс накладные расходы, т.е. 65 нс. Это время соответствует среднему времени выполнения команды в конвейере. Таким образом, ускорение, полученное в результате конвейеризации, будет равно:  $260:65=4$ . В то же время длительность выполнения одной команды увеличилось на  $(5 \times 60 + 5) - 260 = 65$  мс.

Тот факт, что время выполнения каждой команды в конвейере не уменьшается, накладывает некоторые ограничения на практическую длину конвейера. Кроме ограничений, связанных с задержкой конвейера, имеются ограничения, возникающие в результате несбалансированности задержки на каждой его ступени и из-за накладных расходов на конвейеризацию. Такт не может быть меньше, чем время, необходимое для работы наиболее медленной ступени конвейера. Накладные расходы на организацию конвейера возникают из-за задержки сигналов в конвейерных регистрах (защелках) и из-за перекосов сигналов синхронизации.

Конвейеризация эффективна только тогда, когда загрузка конвейера близка к полной, а скорость подачи новых команд и операндов соответствует максимальной производительности конвейера. Если произойдет задержка, то параллельно будет выполняться меньше операций и суммарная производительность снизится. При реализации конвейерной обработки возникают ситуации, которые препятствуют выполнению очередной команды из потока команд в предназначенном для нее такте. Такие ситуации называются конфликтами. Конфликты снижают реальную производительность конвейера, которая могла бы быть достигнута в идеальном случае. Существуют три класса конфликтов:

когда аппаратные средства не могут поддерживать все возможные комбинации команд в режиме одновременного выполнения с совмещением, например, не обеспечивается одновременное обращение к памяти более, чем для одной команды (тогда второй придется ждать следующего такта);

когда выполнение одной команды зависит от результата выполнения предыдущей команды;

конфликты по управлению, которые возникают при появлении команд переходов и других команд, изменяющих значение счетчика команд.

Конфликты в конвейере приводят к необходимости приостановки выполнения команд. Обычно в простейших конвейерах, если приостанавливается какая-либо команда, то все следующие за ней команды также приостанавливаются. Команды, предшествующие приостановленной, могут продолжать выполняться, но во время приостановки не выбирается ни одна новая команда.

Современные высокопроизводительные компьютеры строятся на основе RISC-процессоров или, как минимум, с использованием принципов RISC в ядре

процессора. Эта тенденция прослеживается и в бортовых системах, в качестве примеров можно привести БЦВМ серии «Багет», ЦВМ90-60, а также микропроцессорный комплект для авиационного применения Л1876.

**Класс SIMD: один поток команд, несколько потоков данных**

К классу SIMD относятся *матричные БЦВМ*. Упрощенная структура матричной ЦВМ показана на рис.3.5.

Особенностью структуры является то, что общее устройство управления определяет всем  $n$  процессорным элементам (ПЭ) одинаковые команды для каждого этапа вычисления программы. Все процессоры одновременно выполняют одну и ту же операцию — каждый из них над своими данными, которые хранятся в локальной памяти (ЛП) каждого из процессоров.

К УУ предъявляются высокие требования по быстродействию, так как необходимо обеспечить непрерывность потока команд, выбираемых из основной оперативной памяти. Команды переходов выполняются непосредственно УУ с учетом состояния ПЭ на момент завершения предыдущей команды. По своей структуре ПЭ однородны и представляют собой арифметико-логические устройства, обладающие достаточно высоким быстродействием. Блоки управления отдельными ПЭ содержат средства для дешифрации команд, управления их реализацией, формирования признаков результатов операций и обращения к локальной памяти ПЭ. При выполнении потока команд отдельные ПЭ могут пропустить и не выполнить некоторые из них, если на входе ПЭ нет соответствующих данных.

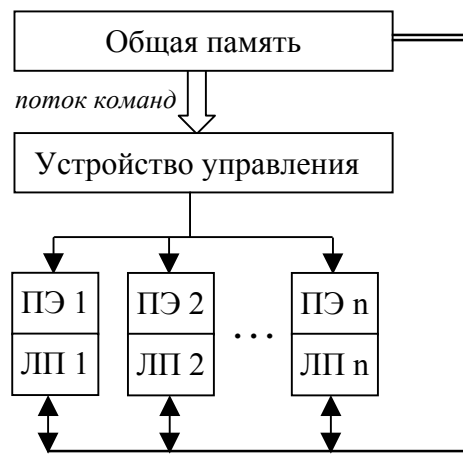


Рис.3.5. Матричная ЦВМ: ПЭ – процессорный элемент, ЛП – локальная память

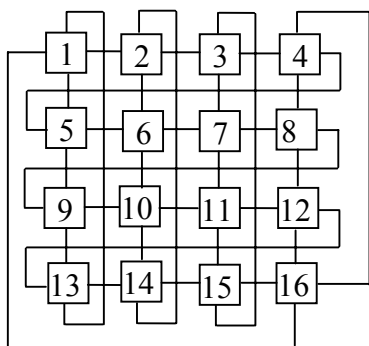


Рис.3.6. Решетчатая структура ЦВМ

Как правило, матричные вычислительные системы представляют собой квадратную решетку, в узлах которой размещаются ПЭ. Каждый ПЭ в данной решетке связан с четырьмя соседними (рис.3.6).

Номинальное быстродействие матричной БЦВМ при полной загрузке всех ПЭ пропорционально их количеству  $n$ :

$$V_n = n \cdot V_1$$

где  $V_1$  — быстродействие отдельного ПЭ. Реальное быстродействие всегда меньше номинального из-за простоев ПЭ, которые вызваны:

несоответствием числа распараллеливаемых операций на различных этапах вычислений числу процессорных элементов;

ожиданием всеми ПЭ выполнения подготовительных операций в УУ, таких, как завершение одной задачи и инициирование новой, управление вычислительным процессом и т.д.

К классу SIMD часто относят **векторные процессоры**, хотя их высокая производительность зависит от другой формы параллелизма - конвейерной организации машины. При выполнении векторной команды одна и та же операция применяется ко всем элементам вектора (или чаще всего к соответствующим элементам пары векторов). Для настройки конвейера на выполнение конкретной операции может потребоваться некоторое установочное время, однако затем операнды могут поступать в конвейер с максимальной скоростью, допускаемой возможностями памяти. При этом не возникает пауз ни в связи с выборкой новой команды, ни в связи с определением ветви вычислений при условном переходе. Таким образом, главный принцип вычислений на векторной машине состоит в выполнении некоторой элементарной операции или комбинации из нескольких элементарных операций, которые должны повторно применяться к некоторому блоку данных. Таким операциям в исходной программе соответствуют небольшие компактные циклы.

К классу SIMD также относятся **ассоциативные ЦВМ**. В них доступ к данным осуществляется не по адресу, а по ассоциативному признаку.

### **Класс MISD: несколько потоков команд, один поток данных**

К классу MISD относят **конвейерные ЦВМ**, в которых две или более команды выполняются одновременно, хотя и на разных стадиях: одна из команд может находиться в состоянии завершения, другая - в состоянии ожидания операнда из оперативной памяти и т.д. (рис.3.7). Конвейерная ЦВМ содержит несколько функциональных процессоров (ФП), которые специализируются на разных операциях над данными, поэтому могут иметь различную внутреннюю структуру и характеристики, каждый из них может иметь свою локальную память. Работой всех ФП управляет единое устройство управления (УУ). Программа конвейерной ЦВМ состоит из макрокоманд, каждая содержит  $n$  команд (по числу ФП), указывающих что должен в данном такте делать каждый ФП. Поток данных проходит через конвейер функциональных процессоров, каждый ФП выполняет операцию над блоком данных, после чего передает его следующему процессору, а сам от предыдущего процессора

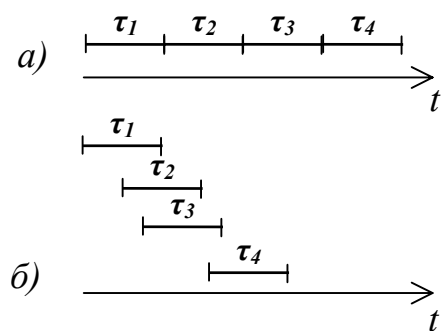


Рис.3.7. **Обработка данных:**  
а - последовательная, б - конвейерная

принимает на обработку новый блок данных. Структура ЦВМ данного типа представлена на рис.3.8.

Если поступает команда перехода (в программе реализуется ветвление или цикл), естественный порядок обработки команд нарушается, все заранее считанные из памяти в ФП команды, следующие за командой перехода, не выполняются. Поэтому функционирование конвейера приостанавливается до момента считывания из памяти макрокоманды, которой передано управление, что приводит к значительному снижению быстродействия конвейера.

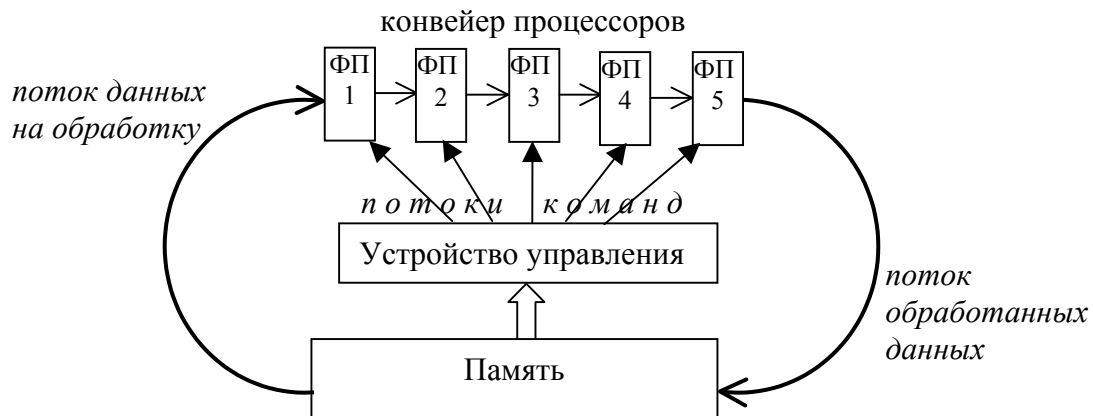


Рис.3.8. Структура конвейерной ЦВМ

Возможны различные типы конвейерных ЦВМ. *Статический конвейер* отличается неизменностью своей структуры в процессе обработки данных, в то время как *динамический конвейер* может перестраиваться в соответствии с выполняемой программой. Различают также синхронные и асинхронные конвейерные ЦВМ. При *синхронной конвейерной обработке* на выполнение команды всем процессорам отводится одно и то же время, которое выбирается равным длительности выполнения самой продолжительной команды. Функциональный процессор, завершивший обработку раньше, находится в режиме ожидания. При *асинхронной обработке* функциональный процессор передает результаты следующему процессору, как только сам завершит свою операцию, после чего ожидает данные от предыдущего процессора (если они к этому времени еще не готовы). Простои в этом случае будут меньше, чем при синхронной обработке.

#### ***Класс MIMD: несколько потоков команд и несколько потоков данных***

К классу MIMD относятся многопроцессорные (мультипроцессорные) ЦВМ и однородные вычислительные среды. К этому же классу можно отнести распределенные вычислительные системы, предназначенные для решения одной общей задачи. Они могут представлять собой многомашинные системы или вычислительные сети.

**Многопроцессорная ЦВМ** содержит несколько полноценных и независимых процессоров, которые совместно используют общие ресурсы – память или устройства ввода-вывода – и функционируют под управлением единой операционной системы. Многопроцессорные системы по распространенности идут на втором месте после класса SISD. В качестве примеров многопроцессорных ЦВМ можно назвать Intel Paragon, CRAY T3D. Для авиационного применения многопроцессорные ЦВМ также очень удобны, так как позволяют достичь высокой производительности за счет объединения нескольких относительно маломощных процессоров, а также потому, что позволяют строить *толерантные БЦВМ*, которые сохраняют работоспособность при отказе одного или нескольких процессоров. Пример реализации многопроцессорного бортового вычислителя рассматривается в главе 8.

По способу доступа процессоров к общим ресурсам многопроцессорные ЦВМ можно разделить на структуры с общей магистральной шиной, с многовходовой памятью и с матричным коммутатором.

Структура многопроцессорной ЦВМ с общей магистральной шиной, объединяющей  $n$  процессоров с  $k$  устройствами ввода-вывода и общей памятью показана на рис.3.9.

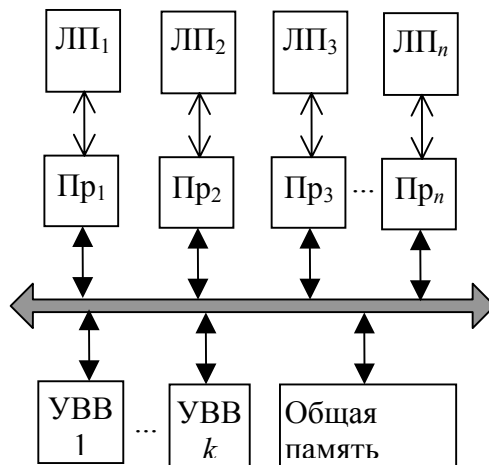


Рис.3.9. Многопроцессорная ЦВМ с общей магистральной шиной:  
*ЛП* – локальная память, *Пр* – процессор, *УВВ* – устройство ввода-вывода

Участвующие в обмене устройства используют общую шину в режиме разделения времени. Разрешение конфликтных ситуаций при одновременном обращении к магистральной шине нескольких устройств осуществляется различными способами. Два основных – это анализ приоритетов или циклический опрос. Анализ приоритетов осуществляет специальное устройство управления — арбитр, который получает от процессоров требования на захват магистрали обмена, определяет, какой из них имеет наибольший приоритет, и предоставляет ему доступ. При циклическом опросе арбитр предоставляет

возможность произвести обмен с общей памятью или устройствами ввода-вывода поочередно всем запросившим доступ процессорам.

К преимуществам такой структуры относятся простота организации и возможность легкого наращивания или изменения состава устройств. Благодаря этим своим качествам общая магистраль широко используется в современных многопроцессорных ЦВМ. Особенно эффективно применение общей магистральной шины при небольшом числе устройств.

Современные магистральные шины имеют высокую пропускную способность и узким местом многопроцессорных систем данного типа является обычно общая память. Требования, предъявляемые к ее быстродействию можно существенно сократить путем придания каждому процессору больших многоуровневых кэшей. *Кэш-память* представляет собой высокоскоростную

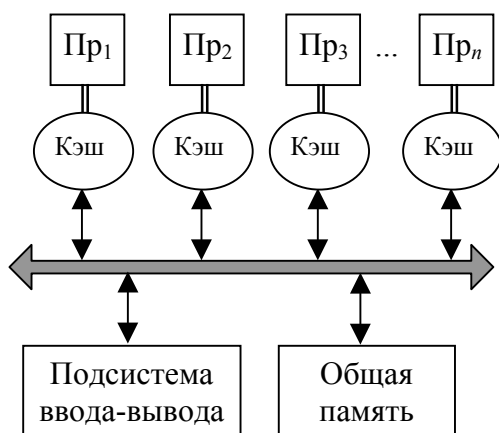


Рис.3.10. Многопроцессорная ЦВМ с общей памятью и кэшированием

буферную память, в которую перегружаются блоки данных из общей памяти. В такой структуре (рис.3.10) при обращении к общей памяти соответствующий блок данных загружается в кэш и процессор  $Pr$  работает уже с этой копией. Так как решая конкретную задачу процессор обычно обращается к смежным адресам общей памяти, с большой вероятностью его очередные обращения будут к той же копии данных, которая уже загружена в его кэш. Тем самым частота обращений процессоров к общей памяти резко снижается.

В такой машине кэши могут содержать как разделяемые, так и частные данные. Частные данные - это данные, которые используются одним процессором, в то время как разделяемые данные используются многими процессорами, по существу обеспечивая обмен между ними. Если кэшируются разделяемые данные, то копии данных могут одновременно содержаться в нескольких кэшах. Так как процессор может изменять свою копию данных, возникает задача обеспечения идентичности кэш-памяти у разных процессоров. Для ее решения в многопроцессорных машинах используется аппаратный механизм, порождающий и использующий справочную служебную информацию о том, в каком кэше какой блок общей памяти находится. Этот механизм называют протоколом. Существуют два класса таких протоколов: протокол с централизованным справочником и протокол наблюдения. *Протокол с централизованным справочником* ведет единый справочник, расположенный в отдельной памяти. В *протоколах наблюдения* каждый кэш, который содержит копию данных некоторого блока общей памяти, имеет также соответствующую копию служебной информации о его состоянии - свой справочник. Контроллер каждого кэша наблюдает за шиной для определения того, не пересылается ли копия загруженного им блока. Оба протокола



используют для обеспечения идентичности два основных метода. Один заключается в том, чтобы гарантировать, что процессор должен получить исключительные права доступа к элементу данных перед выполнением записи в этот элемент данных. Этот тип протоколов называется *протоколом записи с аннулированием*, поскольку при выполнении записи он аннулирует другие копии. Исключительное право доступа гарантирует, что во время выполнения записи не существует никаких других копий элемента данных, в которые можно писать или из которых можно читать: все другие кэшированные копии элемента данных аннулированы. Если два процессора попытаются записать в один и тот же элемент данных одновременно, один из них выиграет состязание у второго и вызовет аннулирование его копии. Другой процессор для завершения своей операции записи должен сначала получить новую копию данных, которая теперь уже должна содержать обновленное значение. Альтернативой протоколу записи с аннулированием является обновление всех копий элемента данных в случае записи в этот элемент данных. Этот тип протокола называется *протоколом записи с обновлением*. Обычно в этом протоколе для снижения требований к полосе пропускания отслеживается, используется ли изменяемое слово в других кэшах. Если нет, то нет никакой необходимости обновлять другой кэш или транслировать в него обновленные данные.

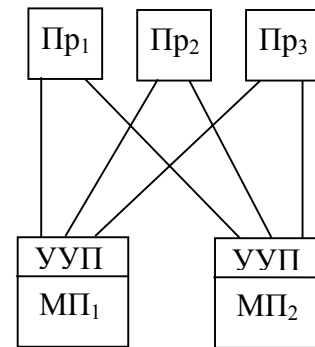


Рис.3.11. ЦВМ с многоходовой памятью: Пр – процессор, УУП – устройство управления памятью; МП – модуль памяти

В многопроцессорной ЦВМ с многоходовой памятью каждый процессор связан с памятью отдельной шиной (рис.3.11). Процессоры получают доступ к памяти в режиме разделения времени, управление доступом осуществляет специальное устройство управления памятью (УУП). Способ арбитража, используемый УУП при поступлении сразу нескольких запросов от процессоров может быть любой – по приоритету, циклически и т.д. В качестве разделяемых ресурсов могут выступать не обязательно модули памяти, но и другие устройства. Недостатком данной структуры является ограничение на максимальное число процессоров и модулей памяти. Однако по сравнению с общей магистралью эта структура обеспечивает более высокую производительность за счет параллельной работы разных пар устройств, например, в структуре рис.3.11 могут одновременно работать пары Пр<sub>1</sub>-МП<sub>2</sub> и Пр<sub>2</sub>-МП<sub>1</sub>.

В многопроцессорной ЦВМ с матричным коммутатором (рис.3.12)  $n$  процессоров соединяются с  $m$  одноходовыми модулями памяти посредством специального устройства – матричного коммутатора. Коммутатор обеспечивает одновременное соединение между собой  $k$  пар процессоров и модулей памяти, где  $k = \min\{n, m\}$ . В такой структуре интерфейсы коммутируемых устройств

максимально просты и представляют собой совокупность проводов без каких-либо логических узлов для разрешения конфликтов. Вся необходимая логика сосредоточена в матричном коммутаторе. Матричные структуры связей обеспечивают высокую производительность и надежность, однако требуют для своей реализации больших аппаратных затрат.

При сравнении структур необходимо отметить, что наиболее простой и экономичной является магистральная шина, однако данная структура обладает наименьшим быстродействием. Организация связей на основе матричного коммутатора наиболее быстродействующая, но затраты на реализацию в этом случае максимальны. Система связей на основе многовходовой памяти занимает промежуточное положение.

Основным показателем эффективности многопроцессорной ЦВМ является ее производительность. С увеличением числа процессоров возрастает доля непроизводительных затрат, которые обусловлены следующими факторами:

временем ожидания в очереди при обращении нескольких процессоров в течение цикла памяти к одним и тем же общим ресурсам;

затратами времени на функционирование операционной системы.

Для идеальной многопроцессорной ЦВМ производительность  $V_n$  равна

$$V_n = V_1 \cdot n ,$$

где  $V_1$  – производительность одного процессора, а  $n$  – количество процессоров. В реальной ЦВМ относительные потери  $\eta$  можно оценить через среднее число простаивающих процессоров  $n_{cp}$ , производительность многопроцессорной ЦВМ будет равна

$$V_n = V_1 \cdot (n - n_{cp}) . \quad (3.13)$$

В однородной многопроцессорной системе, состоящей из одинаковых процессоров и при условии, что поток обращений процессоров к общим ресурсам стационарный, а заявки обслуживаются в порядке поступления, число простаивающих процессоров можно рассчитать следующим образом [44]:

$$n_{cp} = n - \frac{T_0}{q \cdot \tau} (1 - P_0) . \quad (3.14)$$

где  $T_0$  – среднее время выполнения процессором одной команды;  $q$  – связность программ, оцениваемая как количество в программе одноадресных команд, требующих обращения к общим ресурсам ЦВМ к общему количеству команд данной программы;  $\tau$  – время обслуживания обращения к общим ресурсам (цикл памяти);  $P_0$  – вероятность отсутствия обращений к каналу, которая может

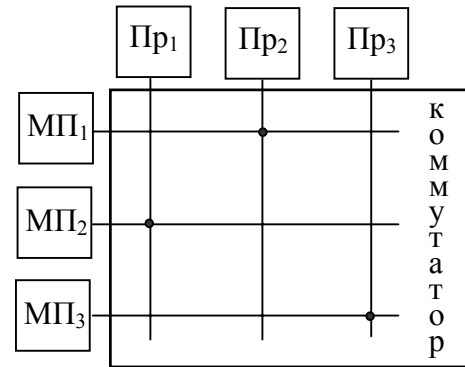


Рис.3.12. Матричный коммутатор:  
Пр – процессор, МП – модуль памяти

быть вычислена исходя из соотношения интенсивности формирования процессором заявок  $\nu$  и интенсивности их обслуживания  $\mu$ , 1/с.

$$P_0 = \frac{1}{n! \sum_{k=0}^n \left[ \frac{\left(\frac{\nu}{\mu}\right)^k}{(n-k)!} \right]} \quad (3.15)$$

Подставляя (3.15) в (3.14) и (3.14) в (3.13) можно рассчитать реальную производительность ЦВМ. Для ориентировочных расчетов эффективность многопроцессорной ЦВМ можно оценить из выражения [38]:

$$\frac{V_n}{V_1} = k \cdot \log^2(n-1) \quad (3.16)$$

где  $k$  — коэффициент, величина которого обычно составляет 0,7—0,9 в зависимости от количества процессоров в системе. В соответствии с этим выражением добавление второго процессора увеличивает производительность ЦВМ по сравнению с однопроцессорной в 1,6...1,8 раза, третьего — в 2,1...2,2 раза, четвертого — не более чем в 2,5 раза. При решении задач, обладающих высокой связностью программ (что характерно для большинства задач, решаемых в авиационных комплексах), применение многопроцессорных БЦВМ может оказаться малоэффективным.

Одна из разновидностей многопроцессорных ЦВМ — **однородные вычислительные среды**. Однородные вычислительные среды (ОВС) предназначены для массовой обработки информации и представляют собой совокупность простейших одинаковых логических автоматов, регулярным образом соединенных между собой и программно настраиваемых на выполнение некоторой функции.

На рис.3.13 показана двухмерная решетчатая структура, в узлах которой располагаются функциональные устройства обработки информации, имеющие связи с четырьмя соседними и представляющие собой логические автоматы — вычислительные ячейки (ВЯ). Вычислительная ячейка выполняет набор элементарных операций. Для согласования во времени параллельно протекающих вычислительных процессов в структуру ОВС могут быть введены элементарные запоминающие ячейки (ЗЯ), осуществляющие хранение данных определенное количество тактов. При решении с помощью ОВС

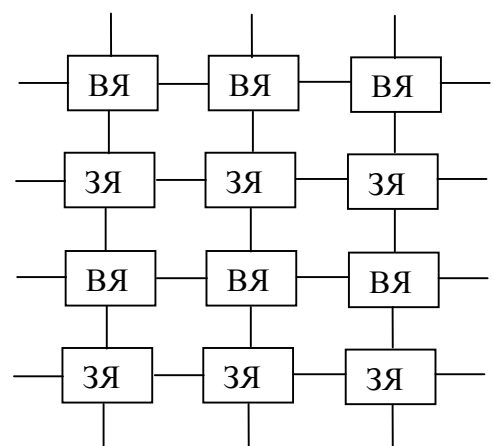


Рис.3.13. Однородная вычислительная среда

конкретной задачи могут задействоваться не все физические связи с соседними функциональными устройствами: логические взаимосвязи между ВЯ являются переменными и определяются логической организацией решаемой задачи.

В состав ВЯ обычно входят одноразрядный процессорный элемент, программируемые коммутаторы связей с соседними ВЯ, блок транзитной передачи данных через ВЯ (рис.3.14). Блок транзитной передачи является логическим устройством, обеспечивающим передачу данных от одной ВЯ к другой, если между ними нет физической связи. Структура ЗЯ аналогична структуре ВЯ, только место процессорного элемента занимает запоминающее устройство, длительность хранения в котором задается программно.

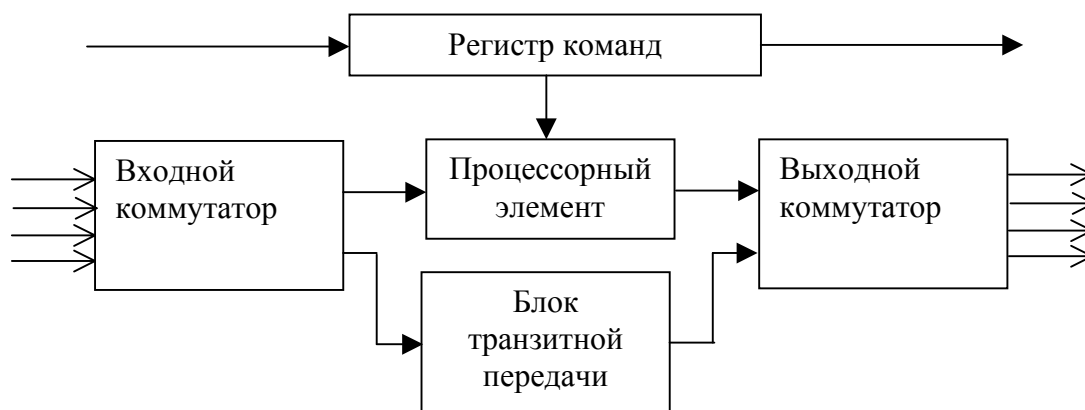


Рис.3.14. Структура вычислительной ячейки

ОВС может находиться в двух состояниях: настройки и решения задачи. При настройке ОВС производится подготовка ВЯ к реализации определенных операций и устанавливаются логические связи между ВЯ. Для этого в составе ВЯ предусмотрена специальная настроечная память (регистр команд), в которой запоминается выполняемая операция, программно формируются связи с соседними ВЯ, определяется направление дальнейшей передачи настроечной информации. Программа настройки формируется вне ОВС и хранится в устройстве управления вычислительной средой, которое может представлять собой отдельную ЦВМ. Перенастройка может производиться как перед решением задачи, так и в процессе решения. В первом случае ОВС настраивается и остается неизменной до начала настройки на следующую задачу. При перенастройке ОВС в процессе решения задачи должно быть выделено дополнительное время, а решение задачи приостановлено. По сравнению с фиксированной настройкой схема переменной настройки отличается большей гибкостью, но вместе с тем и большей сложностью. По окончании режима настройки осуществляется решение функциональной задачи.

Потенциальное быстродействие ОВС определяется быстродействием ВЯ и их общим количеством. При решении конкретных задач обычно функционирует лишь часть от общего количества ВЯ, так как

распараллеливание вычислительного процесса всегда имеет определенные пределы. Средним количеством функционирующих ВЯ и определяется реальная производительность ОВС.

При построении комплексов бортового оборудования чаще всего применяют **многомашинные системы**. В состав многомашинных систем в качестве отдельных элементов могут входить БЦВМ или вычислители всех рассмотренных типов. Структура и характеристики многомашинных систем очень разнообразны и определяются требованиями конкретного применения. Общими чертами многомашинных систем являются:

- многоуровневая иерархическая организация;
- модульность структуры и конструкции;
- наличие унифицированных средств информационного обмена.

Еще более автономные структуры класса МММД представляют собой **вычислительные сети**, которые состоят из территориально разнесенных узлов и соединяющих их линий связи. Вопросы построения бортовых вычислительных сетей рассматриваются в следующей главе.

Промежуточное положение между многопроцессорными системами с общей памятью и многомашинными системами занимают **многопроцессорные системы с распределенной памятью**. В этих машинах память распределяется между узлами (процессорными элементами) и все узлы соединяются между собой посредством того или иного типа сети. Доступ к памяти может быть локальным или удаленным. Специальные контроллеры, размещаемые в узлах сети, могут на основе анализа адреса обращения принять решение о том, находятся ли требуемые данные в локальной памяти данного узла, или размещаются в памяти удаленного узла. В последнем случае контроллеру удаленной памяти посылается сообщение для обращения к требуемым данным.

Хотя многопроцессорные машины на базе общей шины все еще доминируют, тенденции направлены на использование преимуществ распределенной памяти.

### ***Конфигурируемые процессоры***

В настоящее время в разработках цифровых средств обработки информации широко используются программируемые логические интегральные схемы (ПЛИС). Они представляют собой микросхемы, выполненные в виде матрицы из нескольких тысяч относительно простых логических элементов (так называемых *вентилей*) с триггерным блоком памяти и триггерными схемами ввода/вывода. Поодиночке вентили способны реализовывать элементарные логические операции типа «И», «ИЛИ», «НЕ», а соединенные между собой они могут выполнить достаточно сложную логическую обработку. Эти устройства называются программируемыми, так как конкретная топология соединений вентилей между собой и с триггерами формируется уже после изготовления микросхемы - в соответствии с теми

функциями, которые она должна выполнять в конкретном виде аппаратуры. Поэтому с помощью одной и той же ПЛИС можно реализовывать разные алгоритмы обработки входных сигналов.

До недавнего времени топология ПЛИС формировалась на заводе-изготовителе и в процессе эксплуатации не менялась. Такая ПЛИС с жесткой логикой работает гораздо быстрее, чем процессор, но не может сравниться с ним по универсальности, так как процессор способен изменять алгоритм обработки информации «на лету» в соответствии с задаваемой ему программой, а запрограммированная ПЛИС способна только циклически повторять один и тот же алгоритм. Кроме того, первые ПЛИС содержали не так много вентилях, поэтому могли реализовать только простые алгоритмы. Ситуация изменилась с появлением ПЛИС, конфигурацию которой можно было изменить очень быстро и у которой число логических вентилях достигло сотен тысяч. В этом случае появляется возможность в режиме реального времени реализовывать разные алгоритмы на разных этапах решения задачи с помощью одной и той же микросхемы.

Этот тип ПЛИС называется *программируемыми вентиляными матрицами* (ПВМ, зарубежное обозначение - Field Programmable Gate Array, FPGA). ПВМ состоит из логических блоков и программируемых матриц соединений. Логический блок содержит несколько вентилях, программируемый мультиплексор, D-триггер, а также цепи управления. У современных ПВМ, выполненных по технологии 0,22 мкм, число логических блоков достигает нескольких десятков тысяч, а число вентилях превышает миллион. Некоторые семейства ПВМ имеют встроенные реконфигурируемые модули памяти.

ПВМ может выполнять последовательность сменяющихся друг за другом задач, реконфигурируя свою внутреннюю структуру под каждую задачу. Конфигурация изменяется настолько быстро, что возникает впечатление, будто задачи выполняются все сразу. Время реконфигурации у современных ПВМ составляет примерно 1 мс, а в недалеком будущем дойдет до 100 мкс. Такую ПВМ называют *конфигурируемым процессором*: как и процессор, она может решать в принципе любую задачу и также, как и процессор, она программируется после изготовления.

Программируемость ПВМ достигается разными способами. В традиционной ПВМ каждый логический блок содержит маленькую программируемую таблицу конфигурации. Таблицы конфигурации всех логических блоков соединяются друг с другом при помощи программируемой сетки межсоединений, как показано на рис.3.15 [46]. Эта сетка занимает основную площадь микросхемы.

Принципиальное отличие ПВМ от обычного процессора заключается в том, что в ПВМ выполняемые команды распределяются по пространству микросхемы и выполняются разными ее частями за один цикл, а между собой эти части соединяются обычными проводниками. В обычном же процессоре команды последовательно выполняются одним и тем же АЛУ с



задачу гораздо раньше, так как в ее решении участвует множество распределенных по площади ПВМ логических блоков, в то время, как в обычном процессоре для решения последовательно используется одна и та же небольшая группа элементов. Кроме того, в ПВМ можно управлять командами на битовом уровне, а процессор оперирует целыми словами, поэтому когда данные занимают не все слово, то часть ресурсов процессора расходуется впустую на обработку и пересылку не занятых информацией разрядов слова.

Таким образом, конфигурируемый процессор отличается гораздо большей степенью параллелизма. Можно сказать, что это – аппаратный суперкомпьютер. Характеристики процессоров на базе ПВМ впечатляют: их производительность в десятки и сотни раз превосходит производительность обычных ЦВМ. Например, инженерам фирмы Annapolis удалось заменить 52 процессора PowerPC 740 одним конфигурируемым процессором WildStar с тактовой частотой 400 МГц.

Однако современные конфигурируемые процессоры подходят не для всех типов вычислений. Они идеальны для тех приложений, в которых нужно обрабатывать огромное количество данных подобным образом, эффективно реализуют алгоритмы, использующие битовые операции, такие как поиск соответствия шаблону или целочисленная арифметика. Но обычные микропроцессоры гораздо лучше справляются с задачами, требующими сложной обработки, и лучше выполняют операции с числами, например, умножение с высокой степенью точности или вычисления с плавающей точкой. Кроме того, в современных ПВМ мало памяти на кристалле для хранения промежуточных результатов вычислений, поэтому для многих приложений требуется дополнительная внешняя память, обращение к которой замедляет процесс вычислений.

Поэтому в настоящее время конфигурируемые процессоры применяются только для решения некоторых специальных задач, таких, как шифрование и дешифрование, цифровая обработка сигналов, криптография, распознавание образов, поиск в базах данных, графические процессоры. Сейчас появляются усовершенствованные ПВМ с памятью, арифметическими модулями и другими специальными блоками на кристалле. Поэтому следует ожидать, что область их применения будет все более расширяться.

Конфигурируемые процессоры привлекательны для бортовой аппаратуры, так как для ЛА очень важны минимальные габариты и энергопотребление, а в то же время требуется высокая производительность. Например, анализ возможности применения обычных процессоров PC/104+ в системе обзора беспилотного летательного аппарата (БПЛА) показал, что для обработки видеoinформации в реальном масштабе времени потребовалось бы установить около 60 таких процессоров, что при ограниченном объеме БПЛА совершенно неприемлемо. Выход был найден в применении процессоров на базе ПВМ: их потребовалось всего 7 и разместились они в 0,003 м<sup>3</sup> пространства. На борту ЛА конфигурируемые процессоры могут применяться



для решения задач, требующих интенсивной вычислительной работы – в радарх, для распознавания целей, в графических процессорах.

Еще одно привлекательное для авиационных приложений качество конфигурируемых процессоров состоит в том, что для них не так актуальна проблема устаревания. В связи с быстрым ростом возможностей процессоров, разработанная аппаратура быстро устаревает и приходится проводить ее модернизацию, меняя процессоры на более современные. У конфигурируемых процессоров можно изменить структуру просто загрузив новую программу.

Следует также упомянуть о том, что препятствием на пути внедрения ПВМ долгое время являлась трудоемкость процесса их программирования. На это уходило от нескольких месяцев до года. Однако в последнее время появились средства автоматизированной разработки (CoreFire, DK1.1 и др.), позволяющие сократить время программирования до недель и дней.

### **3.5. Способы проектирования систем с БЦВМ**

Создание систем, включающих в свой состав микропроцессоры или БЦВМ, в том числе проектирование вычислительной подсистемы в составе БИС, может осуществляться по-разному. Существует три основных способа.

К первому способу следует отнести создание систем на базе имеющихся готовых БЦВМ. Система может состоять из одной либо нескольких БЦВМ - однородных или неоднородных, работающих совместно или независимо. Такая система неизбежно избыточна и не может быть оптимальной с точки зрения габаритно-массовых характеристик, вычислительных ресурсов. Кроме того, некоторые характеристики могут не удовлетворять требованиям конкретного применения, вследствие чего расширяется программное обеспечение, что снижает общую производительность БЦВМ и системы в целом.

Ко второму способу следует отнести создание БЦВМ под конкретное применение. Вместе с бортовой системой разрабатывается БЦВМ либо комплекс из БЦВМ, отвечающий требованиям и условиям конкретной задачи, конкретного ЛА. Для данного способа требуются большие материальные и временные затраты, а получившаяся БЦВМ в этом случае не универсальна, так как не учитывает требования других возможных применений.

К третьему способу относится создание систем из готовых конструктивно-функциональных модулей (модулей процессоров, модулей памяти, модулей ввода-вывода). Разработка набора типовых модулей сводится к определению их структуры, количества, внутренних и внешних связей, характеристик, обеспечивающих построение на их основе различных систем. Данный способ построения является универсальным и позволяет получить практически оптимальные системы для широкого класса ЛА и различных применений. Этот способ является и наиболее перспективным: перспективные

комплексы авионики характеризуются переходом от блочного состава БО к модульному (раздел 11.6).

Сравнение трех перечисленных способов создания систем приведено в таблице 3.2.

Таблица 3.2

**Сравнение способов создания систем с БЦВМ**

<i>Способ</i>	<i>Оптимальность</i>	<i>Затраты</i>	<i>Продолжительность</i>	<i>Универсальность</i>
из имеющихся БЦВМ	нет	малые	малая	да
с «нуля»	да	большие	большая	нет
из готовых модулей	почти	средние	средняя	да

При втором способе создания систем перед разработчиком встает задача проектирования БЦВМ. Вначале необходимо на основании анализа целей и условий применения системы определить круг задач, подлежащих решению на БЦВМ. Для выбранного круга задач разрабатываются математические описания каждой задачи. На основании полного математического описания задач разрабатывается общий алгоритм, описанный на математическом языке, выбирается временная последовательность решения задач в различных ситуациях, например, на различных этапах полета. Предварительно определяются структура входной информации и последовательность ее преобразования, функции устройств ввода и вывода. Выбираются основные параметры БЦВМ:

- система счисления;
- адресность;
- система команд;
- форма представления чисел;
- длина разрядной сетки мантиссы;
- емкость и структура памяти;
- быстродействие;
- количество входных и выходных каналов и скорости их работы.

Однако эти характеристики еще не могут быть определены окончательно, так как каждая из них является сложной функцией многих параметров, зависящих как от алгоритмов, так и от структуры БЦВМ, которая пока не определена. Поэтому можно предварительно принять форму представления чисел с фиксированной точкой, а систему команд — одной из имеющихся БЦВМ или ЭВМ общего назначения, корректируя ее в процессе программирования. Основным методом, упрощающим проектирование, на данном этапе является имитационное моделирование на ЭВМ общего назначения

Следующий этап проектирования заключается в разработке функциональной схемы БЦВМ, наилучшим образом удовлетворяющей требованиям, предъявляемым реализуемыми алгоритмами. Выбирается тип БЦВМ (см. предыдущий раздел). Составляются временные диаграммы

выполнения основных операций и определяется фактическое быстроедействие или производительность БЦВМ. Оцениваются другие характеристики, при необходимости корректируются параметры и процесс проектирования частично повторяется.

Как правило, разработчик стоит перед выбором из нескольких структурных решений. Чтобы сравнить эффективность вариантов, необходимо иметь некоторый численный критерий, который называют *показателем эффективности* БЦВМ (*целевой функцией, функцией платы*). Показатель эффективности должен непосредственно вытекать из целевой направленности БЦВМ или системы. Практика показывает, что эффективность работы сложной вычислительной системы зависит от многих факторов и оценить эффективность одним критерием не представляется возможным. Поэтому БЦВМ или систему целесообразно оценивать с различных позиций по различным критериям. При выборе показателей эффективности необходимо стремиться к тому, чтобы число их было минимальным. В этих случаях можно принять один критерий в качестве основного показателя эффективности, а все другие показатели рассматривать как ограничения. При этом основным критерий должен быть чувствителен к различным техническим и алгоритмическим характеристикам, а также характеризовать качество БЦВМ. Наиболее полно отвечают поставленным требованиям такие показатели, как *время и точность реализации бортовых алгоритмов*, так как они функционально связаны с большинством технических параметров БЦВМ. Эти показатели зависят от некоторых случайных параметров, поэтому они могут рассматриваться как случайные величины и характеризоваться либо законами распределения, либо их моментами. В качестве показателя эффективности можно также принять *вероятность безотказной работы* БЦВМ в течение времени  $t$ .

Имеются и другие показатели, которые могут быть обобщенными вследствие функциональной их зависимости от большинства технических и алгоритмических характеристик, например, стоимость, масса и габариты, но они, как правило, не оптимизируются, а рассматриваются как ограничения.

Заключительным этапом проектирования БЦВМ является разработка конструкции: разбиение ее на конструктивные модули, компоновка элементов модуля, трассировка монтажа, разработка конструкторской документации.

### **3.6. Надежность бортовых информационных систем**

*Надежность* – это способность системы не выходить из строя и выполнять в полном объеме свои функции. Хорошо спроектированная и качественно изготовленная, детально и всесторонне испытанная и, наконец, правильно эксплуатируемая система должна работать без остановок, кроме случаев, предусмотренных в плановом порядке или вызванных

организационными факторами. Реальные системы имеют конечную надежность, т.е. отказывают в процессе эксплуатации. Анализ причин отказов авиационной техники показывает следующее их распределение [40]:

конструктивные – 41%,  
производственные – 48%,  
эксплуатационные – 11%.

Таким образом, подавляющее большинство отказов обусловлено конструктивными и производственными причинами. Однако, следует учитывать два обстоятельства. Во-первых, эти данные являются средними за 20-летний период и отражают конструктивное несовершенство техники. Во-вторых, при малой доле отказов по эксплуатационным причинам экономические их последствия весьма существенны, так как в ряде случаев приводят к аварийным и катастрофическим ситуациям.

### ***Классификация неисправностей***

С точки зрения надежности система может находиться в двух состояниях – исправном и неисправном. По своим последствиям неисправности разделяют на дефекты, сбои, отказы, аварии и катастрофы.

*Дефект* – незначительное нарушение исправного состояния, не приводящее к нарушению работоспособности системы (например, нарушение покраски). Дефект устраняют силами эксплуатанта.

*Сбой* – нарушение исправного состояния, при котором система в течение некоторого периода времени прекращает выполнение своих функций. Последствие – потери рабочего времени на земле и переход на резервное обслуживание в полете.

*Отказ* – нарушение, в результате которого система переходит в неработоспособное состояние. Отказ вызывает простой системы, приводящий к экономическим потерям, а также к затратам на проведение восстановительных работ. Граница между сбоем и отказом достаточно условная, от сбоя отказ отличается только длительностью: если продолжительность нарушения работы не превышает заданного порога – это сбой, иначе – отказ.

Отказы разделяют на внезапные и постепенные, на частичные и полные. *Внезапный отказ* характеризуется внезапным, скачкообразным изменением технического состояния системы: работала – перестала работать. *Постепенный отказ* характеризуется постепенным изменением работоспособного технического состояния системы: система работает все хуже и хуже, пока не достигает некой границы качества, за пределами которой она уже не может считаться исправно работающей. *Частичный отказ* приводит к частичному нарушению работоспособного технического состояния системы, а *полный отказ* приводит к полному нарушению работоспособного технического состояния системы.

Для ЛА в целом различают еще аварию и катастрофу. *Авария* – нарушение исправного состояния с полным разрушением одного или нескольких объектов ЛА. Последствия этого – затраты на приобретение новых объектов и ликвидация последствий аварии. *Катастрофа* – авария, повлекшая человеческие увечья или жертвы. Авария и катастрофа могут быть последствиями отказов комплектующих систем.

### ***Показатели надежности***

Надежность представляет собой сочетание безотказности, ремонтпригодности, долговечности и сохраняемости.

*Безотказность* – способность системы непрерывно сохранять работоспособное техническое состояние в течение некоторого времени или некоторой наработки.

*Долговечность* – свойство сохранять работоспособное техническое состояние до наступления предельного состояния при установленной системе технического обслуживания и ремонта.

*Сохраняемость* – способность системы непрерывно сохранять исправное, работоспособное состояние в течение и после хранения и транспортирования.

*Ремонтпригодность* – приспособленность системы к предупреждению и обнаружению причин возникновения отказов, поддержанию и восстановлению работоспособного технического состояния путем проведения технического обслуживания и ремонта. Составной частью ремонтпригодности является *восстанавливаемость* – приспособленность системы к проведению восстановительных работ после появления отказа.

Поскольку отказы и сбои элементов являются случайными событиями, то теория вероятностей и математическая статистика являются основным аппаратом, используемым при исследовании надежности, а сами характеристики надежности выбираются из числа показателей, принятых в теории вероятностей. Для количественной оценки надежности технических систем используется большое число различных показателей и характеристик, например, ГОСТ 27003-90 устанавливает их более 30. Выбор характеристик надежности должен осуществляться с учетом особенностей функционирования системы. Основные показатели надежности следующие.

***Показатели долговечности.*** Долговечность характеризуют различными видами ресурсов и сроков службы. Ресурсы измеряют долговечность в часах, сроки службы – в календарных сроках (годах).

1) *Математическое ожидание ресурса системы*

$$\bar{t} = \frac{\sum_{i=1}^N t_i}{N} ,$$

где  $t_i$  – ресурс  $i$ -й системы,  $N$  здесь и далее обозначает общее число систем.

2) *Назначенный ресурс* – нормированное детерминированное значение долговечности системы.

3) *Гамма-процентный ресурс* до текущего (среднего, капитального) ремонта. Для нормального распределения ресурса

$$t_\gamma = \bar{t} + \bar{\Phi}(\gamma) \cdot S_t ,$$

где  $\bar{\Phi}(\gamma)$  – функция Лапласа,  $S_t$  – среднее квадратическое отклонение ресурса системы.

**Показатели безотказности.** Безотказность характеризуется вероятностью безотказной (бессбойной) работы, частотой и интенсивностью отказов, наработкой до отказа.

4) *Вероятность безотказной работы* — вероятность того, что в заданном интервале времени  $t$  в системе не возникает отказ. Эта характеристика связана с функцией распределения времени безотказной работы следующим соотношением:

$$P(t) = 1 - Q(t) ,$$

где  $P(t)$  — вероятность безотказной работы;  $Q(t)$  — функция распределения времени безотказной работы, которая представляет собой вероятность появления отказа в течение времени  $t$ .

Очевидно, что  $0 \leq P(t) \leq 1$ ,  $P(0) = 1$ ,  $P(\infty) = 0$ .

Следует отметить, что функция  $P(t)$  является монотонно убывающей функцией (надежность в процессе эксплуатации может только убывать), а функция  $Q(t)$  — монотонно возрастающей функцией.

Для определения величины  $P(t)$  используется следующая статистическая оценка:

$$P(t) = 1 - \frac{n(t)}{N} ,$$

где  $n(t)$  – число систем, отказавших в течение времени  $t$ .

Вероятность безотказной работы резервированной системы определяется как произведение вероятности пребывания системы в работоспособном техническом состоянии  $P_{pc}$  в начальный момент времени и вероятности проведения реконфигурации структуры системы  $P_p$  при возникновении отказа в пределах заданного времени:

$$P(t) = P_{pc} \cdot P_p .$$

5) *Вероятность бессбойной работы* — вероятность того, что в заданном интервале времени  $t$  будут отсутствовать сбои системы. Эта характеристика связана с функцией распределения времени бессбойной работы следующим образом:

$$P_c(t) = 1 - Q_c(t) ,$$

где  $P_c(t)$  — вероятность отсутствия сбоя;  $Q_c(t)$  — функция распределения времени безсбойной работы, которая представляет собой вероятность появления сбоя в течение времени  $t$ .

Для определения величины  $P_c(t)$  используется следующая статистическая оценка:

$$P_c(t) = 1 - \frac{n_c(t)}{N} ,$$

где  $n_c(t)$  - число изделий, у которых произошел сбой в течение времени  $t$ .

Вероятность безсбойной работы определяется как произведение вероятностей безошибочной работы  $P_б$  и своевременной реализации системой заданного класса алгоритмов  $P_{cp}$ , при условии соблюдения точностных характеристик алгоритмов (максимальных абсолютных и относительных погрешностей результирующих и промежуточных величин, количества достоверных двоичных разрядов, необходимых для представления промежуточных и результирующих величин, распределения операндных величин по количеству достоверных разрядов):

$$P_c(t) = P_б \cdot P_{cp} .$$

б) *Частота отказов* представляет собой плотность распределения времени безотказной работы или производную от вероятности безотказной работы. Поэтому

$$a(t) = Q'(t) = -P'(t) .$$

Для определения величины  $a(t)$  используется следующая статистическая оценка:

$$a(t) = \frac{n(\Delta t)}{N \cdot \Delta t} ,$$

где  $n(\Delta t)$  – число отказавших систем в интервале  $(t-\Delta t/2) \dots (t+\Delta t/2)$ ,  $N$  – общее число систем.

Аналогично можно определить и частоту сбоев.

Между частотой отказов и вероятностью появления отказа имеется следующая зависимость:

$$Q(t) = \int_0^t a(x) dx .$$

7) *Интенсивность отказов* представляет собой условную плотность распределения времени безотказной работы для момента времени  $t$  при условии, что до момента времени  $t$  отказ устройства не произошел. Таким образом,

$$\lambda(t) = \frac{a(t)}{P(t)} .$$

Так как  $P(t) \leq 1$ , то всегда выполняется соотношение  $a(t) \leq \lambda(t)$ .

Для определения величины  $\lambda(t)$  используется следующая статистическая оценка:

$$\lambda(t) = \frac{n(\Delta t)}{N_{cp} \cdot \Delta t} ,$$

где  $N_{cp}$  – среднее число систем, исправно работающих в интервале времени  $\Delta t$

$$N_{cp} = \frac{N_i + N_{i+1}}{2} .$$

Аналогично можно определить интенсивность сбоев.

Следует подчеркнуть различие между величинами  $a(t)$  и  $\lambda(t)$ . Величина  $a(t)dt$  характеризует вероятность отказа за интервал времени  $(t, t+dt)$  системы, взятой произвольным образом из группы таких же систем, причем неизвестно, в каком состоянии (работоспособном или неработоспособном) находится система. Вероятность  $\lambda(t)dt$  характеризует вероятность отказа системы или элемента за интервал  $(t, t+dt)$ , взятых из группы элементов или систем, которые остались работоспособными к моменту времени  $t$ .

Для высоконадежных систем ( $P(t) > 0,99$ )  $a(t) \approx \lambda(t)$ . Допускаемая ошибка составляет не более 1% и, как правило, не превышает ошибок статистического определения величин  $a(t)$ ,  $\lambda(t)$ . Таким образом, в практических расчетах возможна соответствующая замена.

8) *Средняя наработка до отказа* (среднее время безотказной работы) представляет собой математическое ожидание наработки до первого отказа. Для нее справедливо:

$$T = \int_0^{\infty} P(t) dt . \quad (3.17)$$

Для определения средней наработки до отказа используется следующая статистическая оценка:

$$\bar{T} = \frac{\sum_{i=1}^N t_{откi}}{N} ,$$

где  $t_{откi}$  — время безотказной работы  $i$ -й системы,  $N$  – общее число систем.

9) *Гамма-процентная наработка между отказами*

$$t_{отк\gamma} = T + \bar{\Phi}(\gamma) S_{отк} ,$$

где  $\bar{\Phi}(\gamma)$  – функция Лапласа,  $S_{отк}$  – среднеквадратическое отклонение наработки между отказами.

**Показатели восстанавливаемости.** Восстанавливаемость характеризуют средним временем и интенсивностью восстановления.



10) *Среднее время восстановления* представляет собой математическое ожидание времени восстановления. Используется следующая статистическая оценка:

$$\bar{t}_B = \frac{\sum_{i=1}^N t_{Bi}}{N},$$

где  $t_{Bi}$  – время восстановления  $i$ -й системы.

11) *Интенсивность восстановления* — условная плотность распределения времени восстановления для момента времени  $t$  при условии, что до этого момента восстановление изделия не произошло. Используется следующая статистическая оценка:

$$\mu(t) = \frac{n_B(\Delta t)}{N_H \cdot \Delta t},$$

где  $n_B$  – число восстановленных систем в интервале времени  $(t-\Delta t) \dots (t+\Delta t)$ ,  $N_H$  – среднее число систем, которые не были восстановлены.

**Комплексные показатели надежности.** Все перечисленные показатели характеризуют разные аспекты надежности. Вместе с тем, надежность, являясь однозначным свойством технических систем, количественно должна характеризоваться не множеством показателей, а одним, который обобщенно отображает множество факторов, влияющих на надежность систем. В авиации используют следующие комплексные показатели надежности.

12) *Коэффициент готовности* — вероятность того, что аппаратура работоспособна в произвольный момент времени. Для определения величины коэффициента готовности отдельного изделия используется следующая статистическая оценка:

$$K_T = \frac{\sum_{i=1}^n t_{pi}}{\sum_{i=1}^n t_{pi} + \sum_{i=1}^n t_{Bi}},$$

где  $t_{pi}$  – интервал исправной работы в  $i$ -м интервале времени,  $t_{Bi}$  – время восстановления отказов в  $i$ -м интервале времени,  $n$  – число отказов.

13) *Коэффициент технического использования* — относительная доля времени, когда аппаратура выполняет заданные функции. Для определения этого коэффициента используется следующая статистическая оценка:

$$K_{ТИ} = \frac{t_p}{t_p + t_n + t_B + t_K},$$

где  $t_p$  – рабочий период применения системы по назначению,  $t_n$  – продолжительность профилактических мероприятий,  $t_k$  – время, затрачиваемое на проведение контроля,  $t_b$  – время восстановления.

14) В рыночных условиях на первый план выходят экономические факторы. Поэтому логично оценивать надежность *экономическим показателем надежности*

$$H = \frac{Z_n}{C},$$

где  $Z_n$  – суммарные затраты в эксплуатации, обусловленные факторами надежности, за срок службы системы,  $C$  – первоначальная стоимость системы.

В настоящее время учет экономических последствий ненадежности технических систем осуществляется посредством коэффициента амортизационных отчислений, показывающих объем годовых отчислений на воспроизводство авиационной техники после выработки срока ее службы и поддержание работоспособного состояния путем проведения техобслуживания, плановых и восстановительных ремонтов в течение 1 года. В соответствии с этим годовой объем отчислений на воспроизводство и поддержание техники в работоспособном состоянии

$$C_{mi} = a_i C,$$

где  $a_i$  - коэффициент амортизационных отчислений.

Коэффициент амортизационных отчислений может быть представлен как сумма отчислений на воспроизводство техники после исчерпания срока ее службы  $T$  и отчислений на проведение в течение года техобслуживания, плановых ремонтов и восстановительных работ:

$$a_i = \frac{1}{T} + \frac{1}{T} \cdot \frac{Z_n}{C} = \frac{1}{T} (1 + H),$$

отсюда

$$H = a_i \cdot T - 1. \quad (3.18)$$

Коэффициент амортизационных отчислений устанавливается нормативно, обычно в пределах 0,15-0,25. При сроке службы, например, 10 лет, нормативное значение экономического показателя надежности составляет

$$H = 0,2 \cdot 10 - 1 = 1.$$

Если реальные затраты оказываются больше, это свидетельствует о недостаточной надежности АТ. Например, для самолетов с ГТД первого поколения экономический показатель надежности составлял 15-25!

### ***Основные законы распределения случайных величин***

Случайные величины, с которыми приходится иметь дело при рассмотрении вопросов надежности технических систем, могут быть непрерывные и дискретные. Непрерывная величина может принимать любое

значение в пределах своего диапазона изменения. К непрерывным случайным величинам относятся, например, время безотказной работы или время восстановления. Дискретная случайная величина может принимать только целые значения. Примером такой случайной величины может служить число отказов в течение заданного промежутка времени.

Случайная величина характеризуется некоторым законом распределения. К числу наиболее распространенных распределений, используемых для анализа основных характеристик непрерывных случайных величин, относятся:

- экспоненциальное;
- нормальное;
- логарифмически нормальное;
- Вейбулла;
- Рэлея;
- Эрланга.

В ряде случаев удобно представлять теоретическое распределение в виде суперпозиции двух или более распределений. Тогда частота отказов суммарного распределения будет представлять собой сумму частот отказов составляющих случайных величин.

Для описания дискретных случайных величин чаще всего используются следующие распределения:

- ступенчатое;
- Пуассона;
- биномиальное;
- геометрическое.

Выбор закона распределения осуществляется или по статистическим данным, полученным в процессе испытаний, или на основе анализа физических процессов, вызывающих отказы.

Рассмотрим основные из перечисленных распределений.

**Ступенчатое распределение.** Вероятность безотказной работы:

$$P(t) = \begin{cases} 1, t_1 \geq t \geq 0 \\ 0, t \geq t_1 \end{cases} \quad (3.19)$$

На практике ступенчатый характер функции распределения времени безотказной работы встречается в тех случаях, если механизм отказов сводится к истощению некоторого ресурса.

В более общем случае может использоваться дискретное распределение не из двух, а из  $n$  ступеней. Этот характер функции распределения времени безотказной работы  $F(t)$  используется для случая, когда время до нарушения работоспособного технического состояния системы принимает одно из  $n$  возможных значений  $t_1, t_2, \dots, t_n$ .

**Распределение Пуассона.** Возможные значения случайной величины для него  $0, 1, \dots, n$ . Вероятность того, что случайная величина примет значение  $m$ , т.е. что произойдет ровно  $m$  событий, равна

$$P_m = \frac{\lambda^m}{m!} \cdot e^{-\lambda} \quad (3.20)$$

где  $\lambda$  — параметр распределения. Математическое ожидание и дисперсия соответственно равны  $M[m]=\lambda$ ;  $D[m]=\lambda$ .

**Экспоненциальное распределение.** Вероятность безотказной работы системы в течение времени  $t$

$$P(t) = e^{-\lambda t} \quad (3.21)$$

где  $\lambda$  — интенсивность отказов изделия, причем  $\lambda = \text{const}$ . Частота отказов равна

$$a(t) = \lambda \cdot e^{-\lambda t} \quad (3.22)$$

а наработку на отказ и среднюю наработку до отказа можно определить из выражения (3.17), подставив для экспоненциального закона  $P(t)$  из (3.21):

$$T = \int_0^{\infty} e^{-\lambda t} dt = \frac{1}{\lambda} \quad (3.23)$$

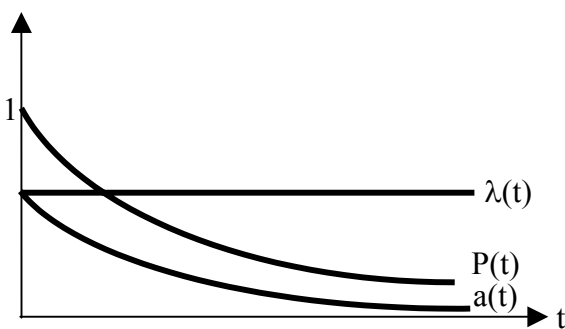


Рис.3.17. Экспоненциальное распределение

Дисперсия  $D[t]$  и среднеквадратическое отклонение  $\sigma[t]$  времени безотказной работы определяются соотношениями

$$D(t) = \frac{1}{\lambda^2} ; \quad \sigma(t) = \sqrt{D(t)} = \frac{1}{\lambda}$$

Если  $\lambda t \ll 1$ , то  $P(t) \approx 1 - \lambda t = 1 - t/T$

Графики, характеризующие экспоненциальное распределение, показаны на рис.3.17.

Важное свойство этого распределения состоит в следующем: вероятность безотказной работы на интервале  $(t, t + \tau)$  не зависит от времени предшествующей работы  $t$ , а зависит только от длины интервала  $\tau$ .

Опыт эксплуатации технических систем показывает, что интенсивность отказов в течение времени  $t$  изменяется так, как показано на рис.3.18. Как видно из этого рисунка, функцию  $\lambda(t)$  можно разделить на три участка. На первом участке интенсивность отказов высока и уменьшается с течением времени. На этом участке выявляются грубые дефекты производства, и сам участок носит название *участка приработки*. Его длительность составляет десятки, иногда сотни часов. Бортовое оборудование специально подвергается обязательной наработке, чтобы участок приработки был пройден до выхода изделия в эксплуатацию. Второй участок, *участок нормальной эксплуатации*,

характерен тем, что интенсивность отказов имеет постоянное значение. Длительность участка составляет тысячи и десятки тысяч часов. На третьем участке, *участке старения*, из-за усиления процессов старения элементов интенсивность отказов начинает возрастать. При достижении времени  $t_2$

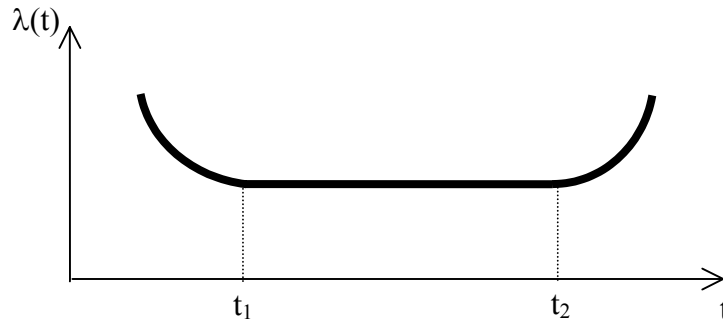


Рис.3.18. Изменение интенсивности отказов изделия

изделие должно сниматься с эксплуатации.

Можно считать, что в течение срока службы системы время ее безотказной работы подчиняется экспоненциальному распределению.

**Нормальное распределение.** Для нормального распределения с параметрами  $T_1$  и  $\sigma$  в большинстве встречающихся в электронных системах случаев  $\sigma \ll T_1$ , при этом вероятность безотказной работы определяется выражением

$$P(t) = 1 - \frac{1}{\sigma \cdot \sqrt{2\pi}} \int_0^t e^{-\frac{(x-T_1)^2}{2\sigma^2}} dx \quad (3.24)$$

Интеграл не вычисляется в замкнутом виде, но таблицы для нормированного нормального распределения доступны и могут быть использованы для нахождения вероятностей любого нормального распределения. Если условие  $\sigma \ll T_1$  не соблюдается, следует использовать усеченное нормальное распределение.

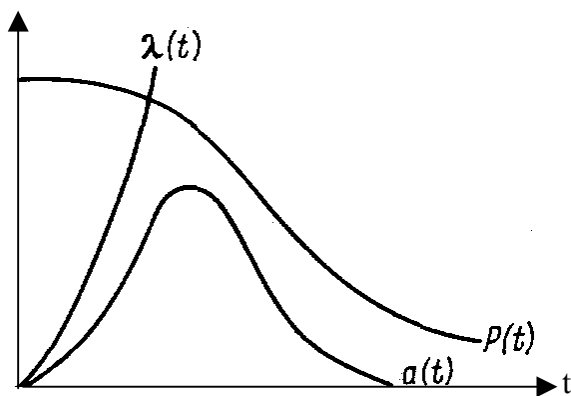


Рис.3.19. Нормальное распределение

Можно показать, что величина  $\lambda(t)$  для нормального распределения монотонно возрастает.

Графики, характеризующие нормальное распределение, показаны на рис.3.19.

### Основные этапы расчета надежности систем

Расчет надежности системы проводится в несколько этапов. Сначала следует сформулировать критерий отказа системы. Отказом может считаться не только полная потеря работоспособности, но и потеря устойчивости, увеличение погрешности измерения важного параметра более допустимого значения, ухудшение динамических характеристик. Как правило, не все неисправности, которые могут произойти в системе, полностью выводят ее из строя: какие-то функции продолжают выполняться, какая-то потеря качества может считаться допустимой. Поэтому необходимо с самого начала определить, в каких случаях систему можно считать работоспособной, а в каких нет.

Затем система делится на отдельные элементы. В свою очередь каждый из этих элементов можно разделить на составные части и т.д. – до первичных элементов (транзисторы, резисторы, микросхемы и т.п.). Следует отметить, что и первичные элементы могут быть разделены на составные части, но обычно это уже не требуется. Для первичных элементов характеристики надежности определяются либо путем проведения специальных испытаний на надежность, либо по данным эксплуатации. Существуют специальные справочники с такими данными.

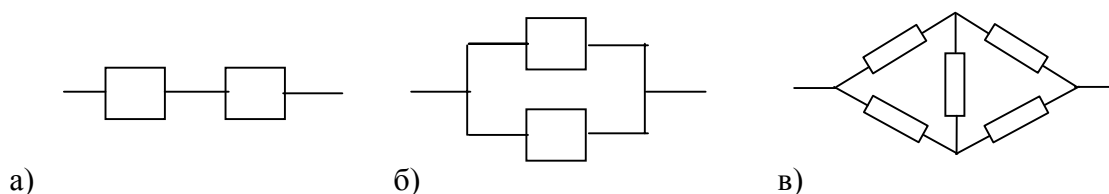
После того, как система разделена на элементы, формулируется понятие отказа для элементов. Первоначально это понятие формулируется по внезапным отказам, а потом по постепенным отказам. Например, у резистора может быть:

обрыв или короткое замыкание – это внезапные отказы,  
 уход величины сопротивления в процессе эксплуатации – это постепенный отказ.

Для внезапных отказов анализируются их последствия, тем самым выясняется, приводит ли такой отказ к отказу всей системы.

Для постепенных отказов устанавливают предельные значения параметра, при достижении которых следует считать элемент отказавшим.

После этого составляется логическая схема расчета надежности. Все элементы представляют в виде последовательных, параллельных, мостиковых и других видов соединений (рис.3.20).



**Рис.3.20. Соединения элементов:**  
*а - последовательное, б – параллельное, в - мостиковое*

Схема расчета надежности отличается от электрической и функциональной схем. Например, если есть параллельное соединение конденсаторов, но пробой любого из них вызывает отказ, то на схеме расчета надежности они изображаются в виде последовательного соединения, а вовсе не параллельного.

Далее определяют характеристики безотказности групп элементов и системы в целом отдельно по внезапным и постепенным отказам. При этом учитывают влияние нагрузки, условия применения, цикличность и периодичность работы аппаратуры, восстанавливаемые это элементы или нет. Эти факторы учитываются либо в виде коэффициентов нагрузки, на которые умножается базовая интенсивность отказов элемента, либо по специальным графикам.

Внезапные отказы. Для последовательного соединения группы из  $m$  элементов, если их отказы являются независимыми, вероятность безотказной работы группы  $P(t)$  равна произведению вероятностей безотказной работы ее элементов:

$$P(t) = \prod_{i=1}^m P_i(t) .$$

Для первичных элементов справедлив экспоненциальный закон надежности (3.21):

$$P(t) = \prod_{i=1}^m e^{-\lambda_i t} = e^{-t \sum_{i=1}^m \lambda_i} .$$

Интенсивность отказов и среднее время безотказной работы группы соответственно равны:

$$\lambda = \sum_{i=1}^m \lambda_i; T = \frac{1}{\lambda} .$$

Для параллельного соединения, т.е. для резервированной группы при постоянном включении резерва (нагруженный резерв):

$$P(t) = 1 - Q(t) = 1 - \prod_{i=1}^m [1 - P_i(t)] .$$

Выведены расчетные формулы и для других видов соединений [41].

Постепенные отказы. Как показывают исследования, изменение параметров отдельных элементов подчиняется нормальному закону. Если работоспособность схемы зависит от нескольких параметров ( $k$ ), то при условии независимости этих параметров вероятность безотказной работы схемы по постепенным отказам определяется как:

$$P_j(t) = 1 - \prod_{i=1}^k [0,5 - \Phi(z_i)] ,$$

где

$$\Phi(z_i) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}} \int_0^{z_i} e^{-\frac{x^2}{2}} dx ,$$

$$z_i = \frac{t - T_i}{\sigma_i} ,$$

$T_i$  – среднее время отклонения  $i$ -го параметра выше критического значения,  $\sigma_i$  – среднеквадратическое отклонение  $i$ -го параметра.

Вероятность безотказной работы устройства в целом:

$$P_n(t) = 1 - \prod_{j=1}^s P_j(t) .$$

где  $s$  – число схем, образующих устройство.

Для практических расчетов с хорошим приближением можно принять, что вероятность безотказной работы схемы при появлении постепенных отказов подчиняется экспоненциальному закону:

$$P_n(t) = e^{-\lambda_n t} .$$

где  $\lambda_n$  – интенсивность выхода параметра за допустимую границу.

На последнем этапе расчета определяют интенсивность отказов устройства в целом и вероятность безотказной работы:

$$\Lambda = \Lambda_v + \Lambda_p ;$$

$$P(t) = e^{-\Lambda t} ,$$

где  $\Lambda_v$ ,  $\Lambda_p$  – интенсивность, соответственно, внезапных и постепенных отказов.

Описанный способ расчета надежности можно применять, если:

отказы элементов независимы;

работоспособность системы не зависит от порядка возникновения во времени отказов ее элементов.

Эти предположения выполняются не всегда. Например, если мы имеем два узла, один из которых предназначен для контроля другого, то последовательность отказов этих устройств будет иметь разные последствия: если вначале откажет функциональный узел, а узел контроля зафиксирует этот отказ, система переключится на резервный канал и отказ всей системы не возникнет; если же вначале откажет узел контроля, а потом функциональный узел, это приведет к неконтролируемому отказу системы. Поэтому рассчитывать надежность этих двух узлов как последовательного соединения было бы неправильно, причем результаты могут исказиться в любую сторону.

В случаях, когда указанные условия не выполняются, надежность рассчитывают табличным методом [42]. Суть метода в том, что:



проводится сплошная нумерация отказов элементов системы;  
составляется таблица состояний, возникающих после каждого вида отказа;

по таблице собираются все состояния, приводящие к отказам системы и находится сумма интенсивностей отказов перехода из работоспособного состояния в неработоспособное;

по формулам рассчитывается вероятность отказа.

### ***Надежность программного обеспечения***

До появления на борту вычислительных систем надежность изделия полностью определялась аппаратными средствами. Однако в системе, имеющей в своем составе БЦВМ или специализированные вычислители именно проблема обеспечения надежности программных средств может стать критической частью по сравнению с надежностью аппаратных средств.

Теория надежности сложилась как аппарат описания и исследования свойства аппаратных средств сохранять свою работоспособность. Для аппаратуры отказы являются событиями случайными и процедуры их восстановления практически не оказывают влияния на уровень безотказности системы. Характеристики и причины отказов аппаратных средств, а также параметры распределения отказов во времени априорно могут быть известны.

Для программного обеспечения информация о возможных отказах отсутствует; при исправлении программы возможен как значительный рост, так и уменьшение уровня безотказности программного обеспечения. В этом случае статистическое распределение отказов программного обеспечения имеет существенное отличие от статистического распределения отказов аппаратных средств. Вследствие этих особенностей перенесение понятий и методов теории надежности на программное обеспечение не совсем правомерно, однако за неимением лучшего используется аппарат теории надежности.

Надежность ПО характеризуют несколько показателей: безотказность, корректность, устойчивость, восстанавливаемость, исправляемость.

*Безотказность* — способность ПО выполнять заданные функции в реальных условиях эксплуатации. Отказ ПО - это результат проявления скрытой ошибки. Характеристикой безотказности для не восстанавливаемых в ходе эксплуатации программ является *вероятность безотказной работы*  $R(t)$ , характеризующая вероятность того, что в пределах заданной наработки отказ программного обеспечения не произойдет. Другие характеристики безотказности – среднее время безотказной работы и интенсивность отказов ПО. *Среднее время безотказной работы ПО* определяется как математическое ожидание временного интервала между двумя последовательными нарушениями работоспособного технического состояния:

$$T_{cp} = \int_0^{\infty} R(t)dt$$

Функция интенсивности отказов ПО

$$\lambda(t) = \frac{d(\ln R(t))}{dt}$$

Для экспоненциального закона распределения отказов ПО справедливы соотношения

$$R(t) = e^{-\lambda t}; T_{cp} = \frac{1}{\lambda}$$

*Корректность* — это соответствие ПО целям и задачам, для решения которых оно было создано. Понятие корректности рассматривают в двух аспектах: корректность в отношении перечня задач, зафиксированных в техническом задании, и корректность в отношении перечня решаемых задач, определяемых фактическим назначением и условиями применения ПО. В качестве численных показателей корректности целесообразно использовать меру близости ПО к идеальному:

1) вероятность отсутствия ошибок, характеризующая степень отработанности ПО по всем ветвям независимо от того, какова важность и частота использования тех или иных ветвей при реализации заданного класса алгоритмов;

2) вероятность корректной реализации ПО - произвольного алгоритма из множества заданных (отражает как число ошибок в ПО, так и свойства алгоритмов).

*Устойчивость* — это способность ПО функционировать в условиях возмущений внешней среды, в условиях отклонения внешних воздействующих факторов от нормальных (сбои и отказы вычислительных средств, реализующих программное обеспечение, выход параметров реализуемых алгоритмов за пределы допустимых областей и т.п.). Свойство устойчивости ПО включает две способности:

способность при возмущениях обеспечить решение поставленной задачи, способность при возмущениях, которые не позволяют решить поставленную задачу, минимизировать последствия отказа и перевести БЦВМ в пассивное состояние контролируемого отказа.

Характеристикой устойчивости могут служить два перечня возмущений: перечень возмущений, не нарушающих работу ПО, и перечень возмущений, выводящих ПО в состояние контролируемого отказа.

*Восстанавливаемость* — приспособленность ПО к быстрому возвращению в работоспособное состояние из состояния контролируемого отказа после устранения вызвавшей отказ причины.

Время, необходимое для восстановления после контролируемого отказа, является случайной величиной, поэтому характеристикой восстанавливаемости является распределение времени восстановления, а в качестве численного показателя восстанавливаемости может использоваться *время восстановления*.

*Исправляемость* — приспособленность ПО к внесению исправлений, устраняющих замеченные ошибки. Аналогично восстанавливаемости, характеристикой исправляемости является распределение соответствующей случайной величины времени исправления, а в качестве численного показателя может использоваться числовая характеристика *времени исправления*.

В качестве *комплексного показателя оценки уровня надежности ПО* можно использовать вероятность того, что за время  $t$  не произойдет отказ, вызванный дефектом программы. Эту величину можно оценить по следующей эмпирической формуле [38]:

$$R_{\text{по}}(t) = \exp \left\{ - \int_0^t \left[ \frac{E}{J_{\tau}} - \int_0^{\tau} \rho(x) dx \right] \cdot V_{\text{эф}} \cdot K d\tau \right\}, \quad (3.25)$$

где  $\tau$  — время опытной эксплуатации (или комплексной отладки);  $J_{\tau}$  — общее число команд или операторов исходной программы;  $E$  — общее число допущенных ошибок;  $\rho(x)$  — число ошибок, выявленных в единицу времени;  $V_{\text{эф}}$  — эффективное быстроедействие БЦВМ;  $K$  — константа, учитывающая специфику разрабатываемого ПО и используемых средств программирования,  $K \leq 1$ . Величина  $E/J_{\tau}$  определяет число допущенных ошибок на этапе отладки (или опытной эксплуатации), приведенное к одной команде;  $\int \rho(x) dx$  определяет число обнаруженных и исправленных ошибок за определенный отрезок времени на этапе отладки или эксплуатации.

### 3.7. Методы и средства контроля работоспособности

Контроль работоспособности системы производится как при ее изготовлении на заводе, так и в процессе эксплуатации - во время предполетных проверок, в полете, при периодическом техническом обслуживании. Контроль в полете является самым важным видом контроля работоспособности и направлен на своевременное обнаружение и изоляцию отказов, повышение достоверности предоставляемой пилотам информации. Контроль перед полетом и во время технического обслуживания позволяет своевременно выявить и заменить неисправное оборудование.

Методы контроля работоспособности можно разделить на инструментальные и информационные.

*Инструментальные методы* имеют целью проверку исправности какого-либо устройства, обнаружение и устранение имеющейся неисправности. В зависимости от реализующих их средств эти методы можно разделить на схемные и тестовые. *Схемные методы* реализуются чисто аппаратно, в то время как *тестовые методы* реализуются под управлением программы, хотя не исключено использование при этом каких-то специальных аппаратных средств.

*Информационные методы* направлены на контроль не устройств, а информации. Они позволяют повысить ее достоверность, обнаруживая ошибки, возникающие в ходе вычислительного процесса, при этом не стоит цель установить источник этих ошибок. Информационный контроль используется также для проверки информации, получаемой от других систем и датчиков по каналам связи, тем самым контролируется не только исправность сопрягаемых систем, но и выявляются сбои в каналах связи.

При выборе методов контроля основное внимание должно быть обращено на способность метода контроля к обнаружению ошибок, а также на затрачиваемые на него ресурсы: объем дополнительной аппаратуры и время, затрачиваемое на контроль.

### ***Информационный контроль***

Информационный контроль основан на использовании информационной избыточности или на априорном знании некоторых закономерностей. Информационная избыточность обеспечивается за счет включения в общий алгоритм дополнительных соотношений, позволяющих обнаруживать и исправлять ошибки, возникающие при вычислениях. Широко применяются следующие методы информационного контроля:

- метод двойного подсчета;
- метод контрольных соотношений;
- метод усеченного алгоритма;
- логический анализ результатов решения;
- метод подстановки.

*Метод двойного подсчета* со сравнением результатов является наиболее распространенным. Сущность его заключается в том, что вся рабочая программа разбивается на отдельные части и после выполнения какого-либо этапа вычислений производится контрольное суммирование всех команд, промежуточных и конечных результатов контролируемого этапа. Контрольная сумма запоминается и выполняется повторное вычисление этого этапа с последующим контрольным суммированием. Обе контрольные суммы сравниваются. При сравнении выполняется следующий этап вычислений. В случае несравнения производится третий подсчет данного этапа. При совпадении третьей контрольной суммы с одной из предыдущих выполняется

следующий этап вычислений. В противном случае делается попытка перезапуска или останов машины.

Основное достоинство метода — простота реализации. Этот метод имеет и недостатки:

он увеличивает время реализации алгоритма, что допустимо лишь при наличии избыточного быстродействия БЦВМ;

он позволяет обнаруживать и устранять лишь случайные ошибки, вызванные сбоями в машине.

При организации контроля методом двойного просчета необходимо правильно произвести разбиение алгоритма на контролируемые этапы. В качестве основного критерия при разбиении следует принять обеспечение требуемой вероятности обнаружения ошибки при минимальной затрате времени на контроль. Существует оптимальное число контролируемых участков алгоритма  $N_{\text{опт}}$ , при котором время, расходуемое на контроль, минимально [38]:

$$N_{\text{опт}} = T_3 \sqrt{\frac{\lambda}{t_d(1 + \lambda t_d)}},$$

где  $T_3$  - время решения задачи;  $\lambda$  - интенсивность потока случайных сбоев;  $t_d$  - дополнительное время, затрачиваемое на каждом контролируемом участке задачи на контрольное суммирование, сравнение контрольных сумм, принятие решений на третий просчет или продолжение вычислений.

*Метод контрольных соотношений* позволяет определить не только ошибки, появляющиеся за счет случайных сбоев, но и ошибки, появляющиеся из-за отказов. Сущность метода заключается в том, что в общий алгоритм включаются различные математические соотношения, позволяющие проверить правильность решения основной задачи. Например, если БЦВМ вычисляет синус и косинус какого-то угла, вычисленные значения могут быть проверены известным соотношением  $(\sin^2\alpha + \cos^2\alpha) = 1$ .

Если контрольные соотношения с заданной точностью выполняются, проводится дальнейшее решение основной задачи. При невыполнении либо повторяется данный участок задачи, либо останавливают машину и сигнализируют экипажу. Метод контрольных соотношений может дать значительный выигрыш во времени по сравнению с двойным просчетом.

*Метод усеченного алгоритма* позволяет выявлять и устранять ошибки за счет случайных сбоев и систематических отказов. Он предполагает наличие упрощенного алгоритма основной задачи. Реализация усеченного алгоритма совместно с основным и совпадение результатов в пределах заданной точности позволяют судить о правильности хода вычислительного процесса.

*Логический анализ результатов решения* позволяет выявлять как случайные, так и систематические ошибки. Сущность его заключается в сравнении некоторых параметров задачи и их приращений, вычисленных в ходе решения задачи, с заранее известными пределами их изменения. Метод

используется в том случае, если заранее известны законы изменения некоторых параметров. Разновидностями этого метода является контроль параметров по диапазону и по скорости изменения. При контроле по диапазону вычисленное в процессе решения задачи значение параметра сравнивается с допустимыми пределами и если оно выходит за эти границы – значение бракуется. При контроле по скорости изменения анализируется приращение параметра за время, прошедшее после предыдущего решения задачи. Если приращение слишком велико или наоборот мало, значение параметра считается недостоверным и тоже бракуется.

*Метод подстановки* заключается в том, что после получения ряда искомым результатов решается обратная задача. В качестве исходных данных выбираются найденные значения и по ним определяются величины, которые при прямых вычислениях использовались в качестве исходных. Совпадение в пределах заданной точности свидетельствует об отсутствии ошибок в вычислениях.

Рассмотренные методы контроля вычислений являются эффективными лишь при условии правильности хода реализации программ. Правильность хода выполнения программы определяется:

- контролем последовательности включения подпрограмм;
- контролем длительности работы подпрограмм;
- контролем выполнения переходов и прерываний программы.

*Контроль последовательности включения подпрограмм* основывается на том факте, что режим работы БЦВМ и системы в целом обеспечивается соответствующей программой, состоящей из отдельных подпрограмм  $S_i$ , выполняемых поочередно. За время  $\tau_i$  подпрограмма  $S_i$  включается в работу не менее чем один раз и в результате каждого выполнения подпрограммы  $S_i$  изменяется некоторый параметр  $R_i$ , хранящийся в оперативной памяти БЦВМ. Проверкой соотношения  $R_i(t) \neq R_i(t + \tau_i)$  можно установить, что подпрограмма  $S_i$  выполнялась. Для каждого выполняемого режима работы БЦВМ заранее известны связи между отдельными подпрограммами. Детерминированность связей между подпрограммами используется для контроля последовательности их выполнения. В этом случае каждая подпрограмма при выполнении фиксирует в определенной ячейке памяти заранее закрепленный за данной подпрограммой условный код. Выполнение следующей подпрограммы начинается лишь после анализа условного кода, записанного при выполнении предшествующей подпрограммы.

*Контроль длительности работы подпрограмм* предполагает контроль длительности работы отдельных участков программы и позволяет обнаруживать нарушения реализации программ за счет закливания и других причин, приводящих к увеличению времени реализации отдельных подпрограмм. Для этой цели используются счетчики относительного времени, предназначенные для подсчета временных интервалов. В начале каждой подпрограммы в счетчик относительного времени специальной командой

заносится код, соответствующий допустимой длительности исполнения данной подпрограммы. Во время выполнения подпрограммы из содержимого счетчика каждый такт вычитается по единице. При наличии в счетчике нуля вырабатывается сигнал ошибки, который вызывает прерывание программы и переход к подпрограмме анализа ошибок.

*Контроль правильности выполнения переходов* осуществляется с помощью команд условной и безусловной передач управления и основан на программном блокировании сигнала ошибки. Идея этого контроля заключается в том, что перед выполнением перехода специальной командой в цепь модификации адреса и выполнения перехода подается сигнал ошибки, поступление которого может быть заблокировано с помощью команд блокировки, располагаемых во всех местах программы, куда происходит переход. При неправильном выполнении перехода сигнал ошибки не будет заблокирован и вызовет при этом прерывание и включение в работу подпрограммы анализа сбоя. Метод обеспечивает высокую вероятность обнаружения как случайных, так и систематических ошибок любой кратности, но требует дополнительного оборудования и специальных команд в программе.

Прерывание программы является характерной особенностью работы БЦВМ, реализующей свои алгоритмы в реальном масштабе времени. В процессе работы БЦВМ производятся многочисленные прерывания программы, насчитывающие сотни прерываний в секунду. *Контроль правильности выполнения прерываний* использует рассмотренный метод программного блокирования сигнала ошибки. Отличие состоит лишь в том, что формирование сигнала ошибки осуществляется схемным путем, а прерывание может быть в любом месте программы. Блокирование сигнала ошибки осуществляется одной из первых команд вклинивающейся подпрограммы. Контроль перехода к основной программе после прерывания осуществляется проверкой правильности восстановления состояния основных результатов регистров и ячеек памяти БЦВМ, использовавшихся вклинивающейся подпрограммой. Для этой цели применяют метод многократного хранения переменной информации в памяти машины и последующее ее сравнение. Сигнал ошибки вырабатывается при несравнении содержимого хотя бы одного регистра или ячейки памяти машины.

### ***Тестовый контроль***

С помощью этого контроля обнаруживают неисправности аппаратуры и выполняют их локализацию. Тестовый контроль является основным средством проверки правильности функционирования БЦВМ. Тесты делятся на испытательные и диагностические.

*Испытательные тесты* применяются для обнаружения неисправностей и позволяют контролировать совместную работу всех устройств. В качестве испытательных тестов часто используют одну или несколько из решаемых в

БЦВМ задач. Тестовые программы этого типа не требуют дополнительной емкости памяти. Исходные данные при этом выбирают такие, для которых заранее известны результаты решения. Испытательные тесты в этом случае позволяют проверить не только работоспособность БЦВМ, но и функционирование системы в целом.

*Диагностические тесты* применяют для определения места возникновения неисправности после установления факта наличия неисправности с помощью испытательных тестов. Эти тесты представляют собой программы специально подобранных примеров.

Тестовые программы хранятся в постоянном запоминающем устройстве и включают в себя тесты, проверяющие процессор, ПЗУ, ОЗУ, устройства ввода-вывода.

Для проверки процессора используют тест команд и тест прерываний. Тест команд проверяет правильность выполнения каждой команды из состава системы команд процессора, при этом используются все виды адресации. Тест прерываний проверяет правильность работы со стеком, правильность реакции на возможные виды прерываний, в том числе – на аварийные прерывания, например, при обращении по несуществующему адресу.

ПЗУ обычно проверяют путем подсчета контрольной суммы. Эта проверка осуществляется путем арифметического сложения содержимого всех ячеек ПЗУ в сумматоре (с игнорированием переноса) и сравнении полученной суммы с эталонным значением. ПЗУ может проверяться целиком или по частям. Можно также отвести какие-то ячейки ПЗУ для хранения контрольной информации известного содержания и проверять правильность считываемой из этих ячеек информации.

Тестирование ОЗУ и буферной памяти устройств ввода-вывода заключается в том, что в каждую ячейку ОЗУ/буферной памяти заносится определенный код, который потом из нее считывается и сравнивается с записанным. Чаще всего используют следующие виды тестов ОЗУ:

- шахматный код,
- движение нулей и единиц,
- тесты адресов.

Шахматный код представляет собой код с чередованием 0 и 1: «01010101...».

При движении нулей в ячейку заносится код с единицами во всех разрядах, кроме одного, причем нуль поочередно проверяют во всех разрядах. При движении единиц контрольный код состоит из всех нулей и одной единицы, пробегающей поочередно все разряды слова.

Тест адресов проверяет правильность адресации к каждой ячейке ОЗУ. Для этого обычно в каждую ячейку записывается код, равный ее адресу, т.е. во всех ячейках оказывается уникальное содержимое. Вторым проходом производится сравнение содержимого ячеек с тем, которое должно там быть.



Способность ОЗУ к выполнению байтовых операций проверяют тестами записи/считывания байтов и перестановки байтов.

Для проверки системного таймера проверяют:

получает ли процессор прерывания от таймера;

имеет ли процессор возможность блокировать прерывания от таймера;

правильность интервала таймера.

Если в БЦВМ нет других времязадающих устройств, кроме системного таймера, и сравнить его показания не с чем, то проверить правильность интервала таймера можно путем циклического выполнения определенного набора команд. Количество циклов, которое успел выполнить процессор между двумя прерываниями от таймера, умноженное на известное время выполнения этой последовательности команд при номинальном быстродействии процессора дает ориентировочную длительность интервала таймера. Такой метод позволяет выявить грубые неисправности таймера.

Устройства ввода-вывода можно проверить *эхо-контролем*. При этом виде контроля выход УВВ соединяется со входом того же типа, производится передача и прием какой-либо тестовой информации, например, шахматного кода. Соединение может быть временным, на время контроля, или постоянным. В последнем случае соответствующий выход/вход обычно не может уже использоваться по прямому назначению, поэтому такой метод контроля приемлем только при наличии избыточного количества входов/выходов и не гарантирует, что результаты проверки контрольных цепей соответствуют состоянию других входов/выходов БЦВМ.

Если для данного типа выдаваемой (или принимаемой) информации в БЦВМ нет соответствующих входных (выходных) устройств, они могут быть добавлены исключительно для целей контроля.

Устройства ввода могут быть проверены путем подачи на вход образцового сигнала и сравнения с заданной точностью полученного значения сигнала с эталоном. На время этой проверки вход автоматически отключается от внешних связей и подключается к внутреннему источнику образцового сигнала.

### ***Схемный контроль***

Схемный контроль обеспечивает контроль устройства с помощью дополнительного оборудования, включенного в его состав. Вид этого оборудования и метод контроля определяются назначением и структурой проверяемого устройства. Схемный контроль используется для контроля БЦВМ и является единственным методом определения работоспособности блоков, не имеющих в своем составе вычислительных средств.

Схемный контроль также используется для контроля линий связи. Распространенными методами такого контроля являются контроль при помощи корректирующих кодов и контроль по модулю. *Контроль с использованием*

*корректирующих кодов* обеспечивает обнаружение и исправление ошибок за счет избыточных линий связи или разрядов информационного слова. Для реализации этого метода контроля требуется большая избыточность аппаратуры, поэтому наибольшее распространение нашел контроль по модулю. *Контроль по модулю* заключается в том, что передаваемый код рассматривается как число, это число  $x$  делят на модуль  $m$  и в качестве избыточной информации используется остаток от деления, который передается вместе с кодом  $x$ . Например, если  $m=3$ , то контрольный код для двоичного числа 101010 (десятичное 42) будет 00 (остаток  $42/3=0$ ), а контрольный код для двоичного числа 111010 будет 01 (остаток  $58/3=1$ ). В этом примере наряду с 6 линиями интерфейса (или 6 разрядами при последовательной передаче) потребуется две линии (два разряда) для контрольного кода. В первом случае по этим линиям будет передан код «00», во втором «01». Приемник повторив операцию вычисления остатка с полученным числом может сравнить свой результат с переданным ему остатком, тем самым убедиться, что число передано верно.

Для БЦВМ, в которых используется двоичная система счисления, при  $m=2$  цифровой контроль по модулю сводится к контролю на четность (нечетность).

### ***Новые требования к встроенному контролю***

Постоянное повышение требований к безопасности полетов привело к тому, что современные комплексы бортового электронного оборудования представляют собой отказоустойчивые устройства с многократным резервированием. При их построении используются различные формы избыточности: структурная, информационная, функциональная, которые управляются с помощью разнообразных средств встроенного контроля и диагностики. Все это обеспечило существенное снижение значимости отказов, поскольку не только одиночные, но часто и кратные отказы основных устройств не вызывают катастрофических последствий. В тоже время общая интенсивность потока отказов растет пропорционально объему установленного оборудования, как основного, так и находящегося в горячем резерве. Возникающие отказы фиксируются средствами встроенного контроля, что требует, в соответствии с существующими инструкциями по эксплуатации, их устранения, в том числе за счет замены и ремонта соответствующего блока. В результате значительно увеличиваются эксплуатационные расходы, которые включают издержки, связанные с задержками рейсов, а также с вынужденными посадками самолетов. Специфика интегрированных комплексов только усугубляет сложившуюся ситуацию, поскольку отдельные функциональные устройства не изготавливаются как самостоятельные конструктивные единицы, а реализуются в виде плат в большом вычислительном блоке. Это усложняет процедуру локализации неисправностей и снижает показатели

ремонтпригодности оборудования. Кроме того, часто устройства встроенного контроля фиксируют выход определенных параметров за фиксированные пределы только в составе всего взаимодействующего оборудования и не подтверждают нарушения при индивидуальной проверке снятого с борта блока. Еще одной специфической особенностью интегрированных вычислительных комплексов является постоянно растущее число отказов программного обеспечения, которые самоустраиваются после перезагрузки программ в ремонтно-эксплуатационных подразделениях. Все это требует, чтобы сегодняшние нормы и правила были адаптированы к завтрашним интегрированным технологиям. Одна из возможных концепций технического обслуживания предусматривает разделение отказов на две группы: отказы, влияющие на безопасность полета, и отказы, связанные с потерей избыточных функций оборудования. Отказы первой группы недопустимы. В то же время нет необходимости прерывать полет или выводить самолет из эксплуатации, когда происходят отказы второй группы. Такая схема не только разрешает более экономичное использование самолетного парка, но также предлагает большую надежность расписания полетов, поскольку ремонт производится в удобное для авиакомпании время. Однако практическое применение изложенной концепции требует пересмотра существующих принципов построения устройств встроенного контроля. Наряду с выполнением традиционных функций обнаружения неисправностей, данные устройства должны оценивать возможные последствия отказов и прогнозировать дальнейшее развитие ситуации. Реализация этих функций связана с необходимостью разработки предметно ориентированных экспертных систем с элементами искусственного интеллекта.

Интерфейсы бортовой информационной системы обеспечивают взаимодействие ее составных частей - подсистем, блоков, модулей - между собой и с другим бортовым оборудованием. Задача проектирования БИС включает среди прочего выбор или проектирование этих интерфейсов.

В узком смысле интерфейсом называют совокупность схемных средств, обеспечивающих взаимодействие составных элементов систем. В более широком смысле под *интерфейсом* понимают совокупность логических и физических принципов взаимодействия компонентов технических систем, т.е. совокупность правил, алгоритмов и временных соотношений по обмену данными между этими компонентами (*логический интерфейс*), а также совокупность физических, механических и функциональных характеристик средств подключения, реализующих такое взаимодействие (*физический интерфейс*).

Существует большое разнообразие интерфейсов, отличающихся своими характеристиками и принципами обмена. Наиболее распространенные из них определены международными, государственными и отраслевыми стандартами. В разделе 4.1 приводится обзор основных видов интерфейсов.

Интерфейсы, соединяющие несколько независимых компьютеров для совместного использования каких-либо общих ресурсов принято называть *сетями*. Применяемые в современном бортовом оборудовании интерфейсы зачастую представляют собой именно сети. Общие сведения о сетях приведены в разделе 4.2.

Интерфейсы используются на разных структурных уровнях:

- внутри электронных блоков системы для соединения функциональных устройств и модулей;
- внутри системы для соединения блоков между собой;
- для подключения к системе простых датчиков;
- для подключения к системе интеллектуальных датчиков с цифровым выходом;
- в комплексах бортового оборудования для обеспечения взаимодействия систем между собой;
- в локальных бортовых и глобальных сетях передачи данных.

На каждом уровне используются свои интерфейсы, оптимально приспособленные для решения характерных для данного уровня задач.

Внутри электронных блоков разработчик вправе применять любые интерфейсы, в том числе специально спроектированные для данного применения. Однако на практике только аналоговые устройства соединяют произвольным образом, для соединения цифровых устройств блока (процессора, памяти, устройств ввода-вывода), как правило, используют какой-

нибудь стандартный интерфейс. Это позволяет применять выпускаемые промышленностью микросхемы контроллеров интерфейса, использовать разработанные программные и аппаратные технологические средства. Так как существует широкий спектр стандартных интерфейсов, оптимизированных для различных задач, из их числа всегда можно выбрать интерфейс, практически оптимальный для данного случая. Часто применяемый внутри электронного блока интерфейс определяется выбранным типом процессора. Обычно внутриблочным интерфейсом служит какая-нибудь магистральная параллельная шина. Функционирование интерфейсов такого рода рассмотрено на конкретном примере в разделе 4.3.

Выбор интерфейсов, используемых внутри системы для соединения ее блоков, также является частным делом разработчика. Чтобы не усложнять устройства ввода-вывода блоков целесообразно и внутри системы использовать интерфейсы тех типов, которые приходится применять для соединения с датчиками и другими системами БО. Как правило, такой подход позволяет получить более оптимальное с точки зрения массо-габаритных характеристик решение, чем при использовании особых внутренних интерфейсов.

В отношении интерфейсов, используемых для подключения к системе датчиков, разработчик БИС обычно лишен свободы выбора. Выбор типа датчика осуществляет разработчик комплекса оборудования, в который входит БИС, или разработчик ЛА, при этом они руководствуются не удобством интерфейса, а тактико-техническими характеристиками датчика. Поэтому разработчик БИС вынужден предусматривать в системе тот интерфейс, который обеспечивает данный датчик. Интерфейсы этого типа описаны в разделе 4.4.

Если внутри блоков часто используют стандартные общепромышленные интерфейсы, то для взаимодействия систем в комплексах БО промышленные интерфейсы не применяются (во всяком случае - в своем исходном виде). Это вызвано теми особенными требованиями, которые предъявляют к интерфейсам на борту ЛА и которым, как правило, не удовлетворяют интерфейсы наземной электронной техники:

- работа в реальном масштабе времени;
- высокая помехоустойчивость;
- устойчивость к отказам – разрыв, короткое замыкание линии связи, отказ подключенного к интерфейсу устройства не должен приводить к полному отказу интерфейса;
- детерминизм – задержка передачи важной информации должна быть предсказуема и невелика;
- работа в неблагоприятных внешних условиях – аппаратура, обеспечивающая работу интерфейса должна выдерживать воздействие температур, вибраций, ударов и других внешних воздействующих факторов, возникающих на борту ЛА;
- возможность контроля состояния;

- простота технического обслуживания;
- легкость изменения состава и конфигурации устройств - добавление или исключение приемников/передатчиков не должно приводить к необходимости существенных изменений в других приемниках/передатчиках, использующих этот интерфейс.

В связи с этими особенностями для сопряжения бортовых систем используются специальные интерфейсы, установленные авиационными стандартами. Два основных стандарта, разработанных в 80-х годах и повсеместно используемых до настоящего времени - это ARINC-429 для гражданских ЛА и MIL-STD-1553В для военных. Они рассматриваются, соответственно, в разделах 4.5 и 4.6. Вполне естественно, что за прошедшие 30 лет определяемые ими интерфейсы устарели и не соответствуют современным требованиям, в первую очередь – в отношении пропускной способности. Военные попытались использовать созданный задел по MIL-STD-1553В и одновременно повысить скорость передачи информации, в результате появился и широко используется стандарт STANAG 3910. В гражданской авиации не пошли по пути модернизации ARINC-429, взамен появились новые интерфейсы - ARINC-629 для магистральных самолетов, ASCB для легких ЛА.

Однако требования к пропускной способности бортового интерфейса продолжают расти. Объем передаваемой информации резко увеличился, что связано со следующими изменениями:

1) данные, которые прежде передавались аналоговыми сигналами (изображения, звук, данные от сенсоров ЛА) стали передаваться в цифровом виде;

2) изменилась структура бортового оборудования, произошло разделение на системы первичной информации и системы, осуществляющие обработку первичной информации, смешивание данных от разных источников, в связи с этим появился большой поток данных на обработку от систем первичной информации к системам обработки;

3) появились новые задачи, требующие передачи больших потоков информации в реальном масштабе времени - цифровая обработка сигналов, распознавание целей и т.д.

Все это потребовало повышения скорости передачи с нынешних 0,125 – 2 Мбит/с до 100 Мбит/с – 1 Гбит/с, причем должна гарантироваться своевременная доставка информации с задержкой менее 1 мс. На новейших ЛА уже внедряются высокоскоростные интерфейсы/сети, удовлетворяющие этим требованиям. Шина High Speed Data Bus используется на истребителе F-22 и на вертолете RAH-66 Comanche. На такую шину организацией SAE (Society of Automotive Engineers) создан стандарт AS 4074, принятый также и в качестве стандарта НАТО - STANAG 7076. Широкое распространение в авиации получают Fibre Channel (раздел 4.7), Ethernet/AFDX (раздел 4.8).

Таким образом, на ЛА одновременно используется несколько разных интерфейсов: параллельные шины внутри электронных блоков, простые

последовательные интерфейсы для связи с датчиками, мультиплексные каналы или сети для взаимодействия бортовых систем. Такое разнообразие приводит к значительным затратам средств, усилий и времени при проектировании, а затем при последующей модернизации ЛА. Если бы удалось объединить все устройства на борту с помощью одного единого интерфейса, это дало бы значительный технико-экономический эффект. Поэтому в последнее время усилия проектировщиков авиационного оборудования направлены на создание такого универсального интерфейса. Для того, чтобы удовлетворять требованиям различных групп оборудования этот интерфейс должен быть гибким, его характеристики должны изменяться в широких пределах при сохранении общих принципов обмена. Такие интерфейсы называют масштабируемыми. Масштабируемый интерфейс рассматривается в разделе 4.9.

#### 4.1. Виды интерфейсов

Соединение отдельных функциональных блоков (ФБ) между собой осуществляется *линиями интерфейса*. Интерфейс может содержать адресные линии, линии данных, управления, синхронизации, контроля и т.д. Состав и количество линий определяют возможные способы передачи данных. Линии интерфейса могут объединяться в группы для выполнения одной из операций в процессе передачи данных. Эти группы называются *шинами* интерфейса.

К основным характеристикам интерфейса относятся:

- способ управления интерфейсом (централизованный, децентрализованный);
- количество активных устройств;
- способ соединения (магистральный, цепочечный, радиальный, комбинированный);
- способ передачи информации (параллельный, последовательный, параллельно-последовательный);
- режим передачи информации (симплексный, полудуплексный, дуплексный, мультиплексный);
- принцип обмена информацией (асинхронный, синхронный);
- номенклатура шин и сигналов (в том числе - общее количество линий и количество линий для передачи данных);
- маршрут передачи;
- способ коммутации (коммутация цепей или коммутация пакетов);
- размер пересылки;
- количество адресов;
- количество команд;
- быстродействие/пропускная способность;
- длина линий связи;

- тип линий связи (среда передачи);
- количество подключаемых устройств.

**Способ управления интерфейсом.** При *централизованном управлении* все передачи информации от одного функционального блока к другому происходят под управлением или при непосредственном участии главного устройства. Такое устройство называется *активным устройством* или *контроллером*. Активных устройств может быть несколько, тогда они управляют обменом поочередно. Доступ к осуществлению обмена может предоставляться активным устройствам либо центральным процессором, либо особым устройством - *арбитром*. При *децентрализованном управлении* все функциональные блоки равноправны и осуществляют обмен самостоятельно.

**Способы соединения.** По способу соединения функциональных блоков различают цепочечное, радиальное и магистральное соединения.

При *цепочечном соединении* каждая пара источник-приемник соединена попарно, функции управления распределены между этими ФБ. На рис.4.1 показана разновидность цепочечного соединения – *кольцевое соединение*, в котором выход последнего в цепочке блока соединен со входом первого.

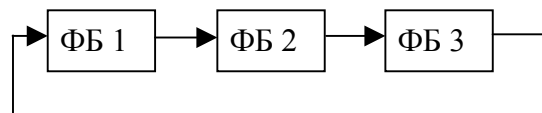


Рис.4.1. Кольцевое соединение

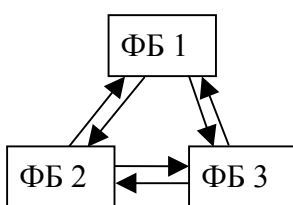


Рис.4.2. Радиальное соединение

При *радиальном соединении* (рис.4.2) один функциональный блок ФБ соединен одновременно с несколькими блоками, причем с каждым из них отдельной независимой линией. Разновидностью этого вида связи является структура с центральным устройством – контроллером (концентратором), с которым каждая пара источник-приемник связана индивидуальным каналом обмена (рис.4.3). Под управлением контроллера

происходит обмен данными между каждым устройством и контроллером. Сеанс передачи информации может происходить как по инициативе контроллера, так и по инициативе ФБ. В случае поступления запросов одновременно от нескольких устройств контроллер обслуживает их по одному в соответствии с установленными приоритетами (в зависимости от места физического подключения кабеля к контроллеру). Недостаток радиальной структуры – большая длина соединительных линий, преимущество – простота соединения и адресации требуемого ФБ.

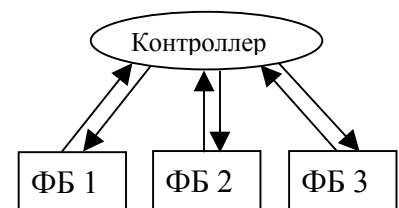


Рис.4.3. Радиальное соединение с контроллером

При *магистральном соединении* (рис.4.4) к одной общей системе связей – магистрали – подключены все источники и приемники информации, а также контроллер. В каждый момент времени только одна пара источник-приемник может обмениваться информацией по общей магистрали. Связь



между ФБ может устанавливаться по инициативе самих блоков или по инициативе контроллера. В первом случае устройство, требующее связи, посылает запрос на обслуживание. Если магистраль свободна и устройство получает разрешение на связь, то оно под управлением контроллера устанавливает связь с приемником информации и осуществляет передачу данных.

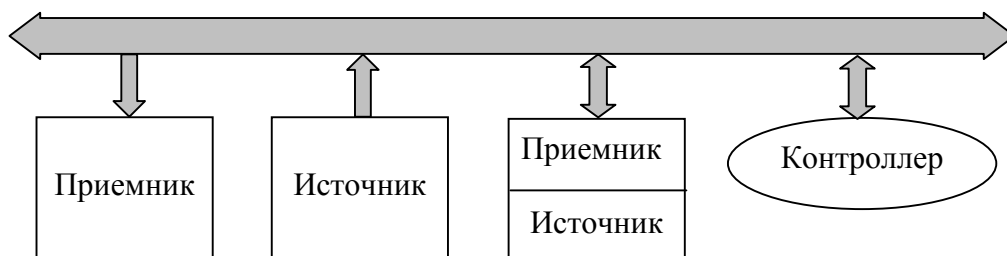


Рис. 4.4. Магистральное соединение

Контроллер не является обязательной принадлежностью магистрального соединения, он может отсутствовать, тогда его функции распределены между ФБ.

Недостатком магистральной связи является более низкая надежность по сравнению с радиальной связью и более сложные средства установления связи. Однако, малые затраты на оборудование (кабели, разъемы) делают магистральное соединение более предпочтительным при большом числе устройств.

Для устранения недостатков, присущих радиальному и магистральному соединениям часто применяют *комбинированное соединение*, при котором интерфейс включает и индивидуальные, и коллективные шины. Это позволяет получить приемлемые характеристики и по быстродействию, и по длине кабелей.

**Способы передачи информации.** Основные способы передачи - параллельный и последовательный. Применяют также комбинированный параллельно-последовательный способ.

При *параллельной передаче*  $t$  бит информации передается одновременно по  $t$  информационным линиям. Время передачи в этом случае минимально.

При *параллельно-последовательной передаче* данные передаются посимвольно. Каждый символ состоит из  $n$  бит, все его биты передаются параллельно по  $n$  линиям. Символы передаются последовательно, поэтому для передачи  $t$  бит требуется  $k=(t/n)$  посылок.

При *последовательной передаче* все биты передаются последовательно по одной линии. Количество связей при такой передаче минимально, следовательно такие интерфейсы дешевле и компактнее, но возрастает время передачи. В последовательных интерфейсах проще обеспечить помехоустойчивость.

**Режимы передачи.** Различают симплексный, полудуплексный, дуплексный и мультиплексный режимы передачи информации.

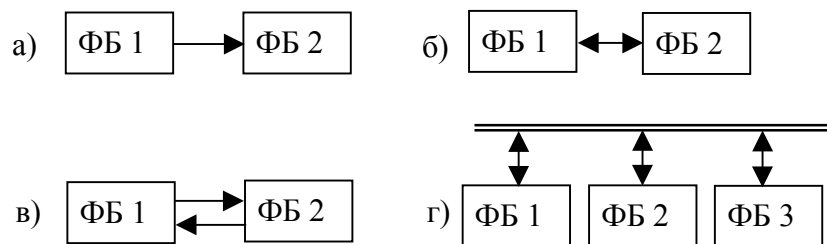


Рис.4.5. Режимы передачи:

а – симплексный, б – полудуплексный, в – дуплексный, г – мультиплексный

В *симплексном режиме* только один из двух ФБ может инициировать в любой момент времени передачу информации по интерфейсу (рис.4.5,а).

В *полудуплексном режиме* любой из двух ФБ может начать передачу информации другому, если линия связи свободна (рис.4.5,б).

В *дуплексном режиме* каждый ФБ может начать передачу информации другому в произвольные моменты времени, используя для этого отдельные линии интерфейса (рис.4.5,в).

В *мультиплексном режиме* в каждый момент времени связь может быть осуществлена между любой парой ФБ, но в одном направлении (рис.4.5,г).

**Принципы обмена информацией.** Обмен информацией может быть синхронным или асинхронным. Выбор принципа обмена определяет не только пропускную способность, но также непосредственно влияет на физическую длину канала обмена и на количество устройств, которые могут быть подсоединены к нему.

При *синхронной передаче* данные передаются с постоянной привязкой по времени. Синхронизирующие сигналы задают определенный интервал времени, в течение которого считывается информация из канала обмена. Синхронная шина включает сигналы синхронизации, которые передаются по линиям управления шины, и фиксированный протокол, определяющий расположение сигналов адреса и данных относительно сигналов синхронизации. Поскольку практически никакой дополнительной логики не требуется для того, чтобы решить, что делать в следующий момент времени, эти шины могут быть и быстрыми, и дешевыми. При синхронной передаче более эффективно используется канал обмена. Однако они имеют недостаток: из-за проблемы перекоса синхросигналов, синхронные шины не могут быть длинными. Шины процессор-память обычно синхронные.

*Асинхронная передача* осуществляется без постоянной привязки по времени, вместо этого обычно используется старт-стопный режим передачи и протокол "рукопожатия" между источником и приемником данных на шине с управляющими сигналами (ГОТОВНОСТЬ К ОБМЕНУ, НАЧАЛО ОБМЕНА,

КОНЕЦ ОБМЕНА, КОНТРОЛЬ ПЕРЕДАЧИ и т.п.). Этот принцип передачи позволяет гораздо проще подключать к шине разнообразные по своим характеристикам устройства, можно удлинить шину, не беспокоясь о перекосе сигналов синхронизации. Асинхронная передача имеет лучшую помехоустойчивость и позволяет сопрягать ФБ с разным быстродействием. Шины ввода/вывода обычно асинхронные.

**Маршрут передачи.** По способу определения маршрута передачи информации от передатчика к приемнику различают прямую и косвенную передачу. В случае *прямой передачи информации* передатчик выбирает путь, а приемник распознает предназначающиеся для него сообщения. При этом не требуется управлять путями передачи информации, поэтому в информационном канале не предусматривается никакой логики за исключением буферных устройств и устройств, повышающих достоверность передачи информации. При *косвенной передаче информации* между передатчиком и приемником предусматривается логика выбора одного из нескольких альтернативных маршрутов, а также в некоторых случаях дополнительное преобразование информации. В этом случае в цепи передачи информации могут предусматриваться специальные устройства – маршрутизаторы – управляющие маршрутом передачи.

**Способ коммутации.** Способом коммутации различаются параллельные шины. В настоящее время используются два типа шин: с коммутацией цепей и с коммутацией пакетов, получившие свои названия по аналогии со способами коммутации в сетях передачи данных.

На *шине с коммутацией цепей* устройство запрашивает доступ к шине, а получив его - помещает на шину адрес и занимает ее до окончания обслуживания запроса. Большая часть времени обслуживания при этом обычно тратится не на выполнение операций на шине, а на выборку из памяти и другие операции. Таким образом, в шинах с коммутацией цепей это время просто теряется.

*Шина с коммутацией пакетов* при наличии нескольких устройств, обращающихся к шине, обеспечивает значительно большую пропускную способность по сравнению с шиной с коммутацией цепей за счет разделения операции чтения/записи на две логические части: запроса и ответа. Например, операция чтения разбивается на две элементарных операции, называемых *транзакциями*: запроса, которая содержит адрес, и ответа памяти, которая содержит данные. Такой способ получил название "расщепление транзакций". Транзакция называется расщепленной, поскольку произвольное количество других пакетов или транзакций могут использовать шину между запросом и ответом, пока память читает слово по запрошенному адресу. Каждая транзакция должна быть помечена соответствующим образом, чтобы устройства и память могли разобраться что есть что. Шина с расщеплением транзакций имеет более высокую пропускную способность, но так как каждое устройство должно бороться за шину для отправки данных, а память должна

боротся за шину, чтобы вернуть данные, обычно такая шина имеет и большую задержку, чем шина, которая захватывается на все время выполнения транзакции.

**Размер пересылки.** Информация может пересылаться от источника к приемнику по одному слову или группами слов (пакетами). Пересылка группы слов дольше, чем одного слова, но накладные расходы на управление и арбитраж в итоге получаются меньше.

**Среда передачи.** *Среда передачи* – физическая среда для организации канала передачи данных. В качестве среды передачи внутри электронных блоков используют медные проводники – в виде проводов или на печатных платах. Вне блоков используют кабели разных типов:

- витую пару в экране;
- коаксиальные кабели;
- волоконно-оптические линии связи.

Витая пара (*бифиляр*) представляет собой два сплетенных вместе медных провода, заключенных в общую металлизированную оплетку, которая служит экраном. Это самый компактный и дешевый вид кабеля. Иногда применяется *трифиляр* – три сплетенных провода в экране.

Коаксиальный кабель представляет собой медную жилу, заключенную внутри пластиковой оболочки, все вместе находится внутри металлизированной оплетки, служащей вторым (нулевым) проводом. Коаксиальный кабель тяжелее и дороже, но позволяет передавать сигнал на большие расстояния и с более высокой скоростью передачи, чем витая пара.

В волоконно-оптических линиях связи (ВОЛС) данные передаются внутри прозрачной среды кабеля в виде световых импульсов. По сравнению с медными средами передачи ВОЛС имеет существенные преимущества:

- сигнал практически не затухает, что позволяет передавать его без промежуточного усиления на большие расстояния – до 50 км;
- возможная скорость передачи по ВОЛС, которая по самым скромным оценкам составляет 40 Гбит/с, на два порядка выше, чем по медному проводу, следствием этого является возможность модернизации компонентов, повышения скорости их работы без необходимости переделывать все связи;
- сигнал не создает помех другим системам и сам не подвержен воздействию электромагнитных помех;
- обеспечивается скрытность передачи, в отличие от других сред передачи оптический сигнал нельзя перехватить без непосредственного вмешательства в кабель;
- многоканальность – по одному кабелю можно передавать более 1000 каналов со сжатыми видеоизображениями, аудиосигналами и информацией сенсоров;

- ВОЛС так же гибка и прочна, как коаксиальный кабель, но безопасней его при чрезвычайных обстоятельствах (устойчивей к огню, топливу).

К недостаткам ВОЛС относится то, что такой кабель дороже, сложнее в установке и техобслуживании, он хорошо приспособлен только для цепочечного соединения (передатчик – приемник), при других способах соединений (передатчик – несколько приемников) возникают проблемы с разводкой кабеля.

В последнее время в связи с удешевлением ВОЛС эта среда передачи все больше применяется как в наземных, так и в бортовых интерфейсах.

В наземной технике в качестве среды передачи могут использоваться также радиоэфир и инфракрасное излучение. Для передачи информации внутри ЛА эти виды сред не используются по соображениям помехоустойчивости.

## 4.2. Общие сведения о сетях

*Сеть* – это компьютеры и подключенные к ним устройства, соединенные средствами связи для совместного использования в реальном масштабе времени каких-либо ресурсов: данных (файлы), сообщений (электронная почта), периферийных устройств (принтеры, факсы, модемы, библиотеки CD-ROM и т.п.), приложений, в т.ч. для планирования и организации совместной работы. Сеть включает следующие компоненты:

- серверы,
- клиенты,
- совместно используемые периферийные устройства,
- среду передачи.

*Серверы* – это компьютеры, предоставляющие свои ресурсы сетевым пользователям. Этими ресурсами могут быть файлы, периферийные устройства, базы данных и т.д. Сервер не является обязательным компонентом сети, могут быть сети без серверов (*одноранговые*), где компьютеры взаимно разделяют свои ресурсы.

*Клиенты* – компьютеры, использующие сетевые ресурсы, которые предоставляет другой компьютер (сервер).

Применяют два способа передачи данных по сети - модулированную и немодулированную передачу. При *немодулированной передаче* данные передаются в цифровом виде – электрическими или световыми импульсами. При таком способе вся емкость коммутационного канала используется для передачи одного импульса, т.е. цифровой сигнал использует всю полосу пропускания кабеля. При *модулированной передаче* данные передаются в виде аналогового сигнала – электромагнитной или световой волны. Это позволяет передавать по одному кабелю несколько сигналов (от разных передающих систем или в разных направлениях), разбив всю полосу пропускания на несколько.

Сеть может быть полудуплексной или полностью дуплексной. В *полудуплексной сети* все узлы используют для передачи один и тот же кабель в режиме разделения времени. Для разделения времени используются различные методы доступа к кабелю. В *дуплексной сети* каждое оконечное устройство соединено с концентратором отдельным кабелем, в кабеле две пары проводов – одна на передачу, другая на прием, при этом обеспечивается одновременная передача данных в обоих направлениях. Организовывать доступ к кабелю в такой сети не нужно – он обеспечен всегда. Вследствие этого не возникают конфликты между оконечными устройствами, поэтому не имеет значения задержка распространения сигнала, следовательно максимальная длина кабеля ограничена только затуханием сигнала и может быть гораздо больше, чем в полудуплексной сети.

По способу установления связи между двумя компьютерами сети делятся на сети с коммутацией каналов, сети с коммутацией сообщений и сети с коммутацией пакетов. В *сетях с коммутацией каналов* (рис.4.6,а) на время сеанса передачи данных между компьютерами через ряд промежуточных компьютеров (*узлов сети*) устанавливается постоянное соединение (аналогично тому, как это происходит в телефонных сетях).

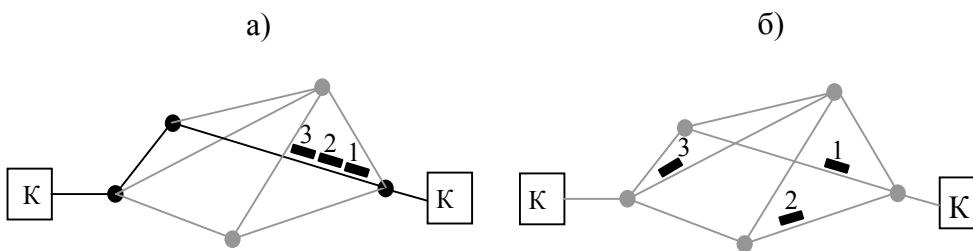


Рис.4.6. **Передача данных в сетях:**  
а - с коммутацией каналов,  
б - с коммутацией пакетов

В *сетях с коммутацией сообщений* на время передачи сообщения между компьютерами также устанавливается соединение, но оно не принадлежит всецело только этим двум компьютерам и передаваемое сообщение конкурирует за использование очередного участка сети с сообщениями других компьютеров. Пересылка сообщения происходит без нарушения его целостности, но вместо монопольного физического канала имеется виртуальный канал, состоящий из физических участков сети, а между участками возможна буферизация сообщения.

В *сетях с коммутацией пакетов* (рис.4.6,б) исходное сообщение разбивается на отдельные *пакеты* – наборы данных, которые снабжаются адресом приемника и другой служебной информацией. Каждый пакет передается отдельно. Принимающий компьютер восстанавливает из отдельных пакетов исходное сообщение. Предусматривается контроль правильности передачи путем посылки от приемника к отправителю подтверждающего сообщения - квитанции. Этот контроль возможен и во всех промежуточных узлах маршрута. Он может осуществляться *старт-стопным* способом, при котором отправитель до тех пор не передает следующий пакет, пока не получит

подтверждения о правильной передаче предыдущего пакета. Другой способ - *передача в окне*. «Окно» – это временной интервал передачи нескольких пакетов и на протяжении окна допускаются задержки в получении квитанций.

В сетях с коммутацией пакетов различают два режима работы: режим виртуальных каналов и дейтаграммный режим. В *режиме виртуальных каналов* между источником и приемником устанавливается виртуальный канал (как в случае коммутации сообщений) и все пакеты данного сообщения передаются в естественном порядке по устанавливаемому маршруту, причем в то же время этот канал могут использовать другие компьютеры, вследствие чего пакеты одного сообщения следуют вперемешку с пакетами других сообщений (т.наз. *временное мультиплексирование*). В этом режиме может возникать *блокировка сети*, когда в буферную память какого-либо узла сети поступило столько пакетов разных сообщений, что эта память оказывается полностью занятой. Следовательно, она не может принимать другие пакеты и не может освободиться от уже принятых, так как это возможно только после поступления всех пакетов сообщения.

В *дейтаграммном режиме* пакеты одного и того же сообщения (*дейтаграммы*) передаются независимо друг от друга по разным маршрутам и могут поступать к приемнику в произвольной последовательности. На внутренних участках маршрута контроль правильности передачи не предусмотрен и надежность связи обеспечивается лишь контролем на конечном узле.

В общем случае коммутация пакетов - наиболее эффективный способ связи. Во-первых, ускоряется передача данных в сетях сложной конфигурации за счет того, что возможна параллельная передача пакетов одного сообщения разными маршрутами; во-вторых, при появлении ошибки требуется повторная передача короткого пакета, а не всего длинного сообщения; в-третьих, в промежуточных узлах маршрута можно обойтись меньшим объемом буферной памяти.

**Топология сети.** Топология - это схема расположения компонентов сети. Базовые топологии, на основе которых строятся сети – это линейная топология (шина), звезда и кольцо.

При *линейной топологии*, рис.4.7, все компьютеры, включая сервер, подключены к одному кабелю - *магистралу (шине, сегменту)*. Данные в виде электрических/световых сигналов передаются по кабелю всем компьютерам сети. Передачу в каждый момент времени ведет только один из компьютеров. Принимает информацию тот компьютер, чей адрес соответствует адресу получателя, зашифрованному в этих сигналах. Такая топология относительно медленная: компьютеры вынуждены ждать своей очереди сделать передачу.

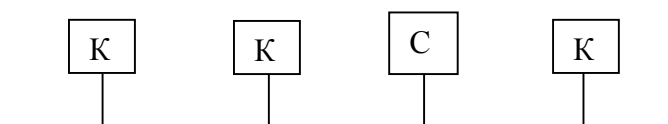


Рис.4.7. **Линейная топология сети:**  
*К – компьютер, С - сервер*

Линейная топология – пассивная: компьютеры только слушают передаваемую информацию и не участвуют в ее перемещении по сети, поэтому выход из строя любого компьютера не сказывается на работе всей сети.

При топологии *звезда*, рис.4.8, все компьютеры подключены с помощью сегментов кабеля к центральному устройству – *концентратору*. Сигналы от передающего компьютера поступают через концентратор ко всем остальным. Концентратор может быть активным (т.наз. *многопортовый повторитель*), если он усиливает сигнал, и пассивным, если он просто пропускает через себя сигнал.

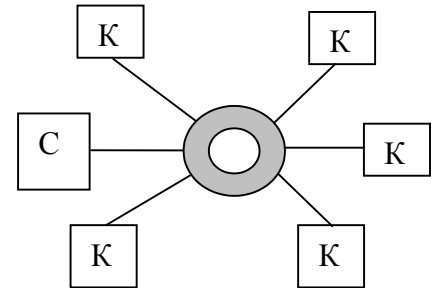


Рис.4.8. Топология сети «звезда»

По сравнению с линейной топологией топология «звезда» имеет следующие преимущества:

- разрыв кабеля нарушает работу только одного сегмента, остальные остаются работоспособны;
- просто наращивать сеть и изменять ее конфигурацию;
- можно подключать кабели разных типов;
- обеспечен централизованный контроль за работой сети.

Однако эта топология имеет и недостатки: длиннее связи, а при выходе из строя концентратора «падает» вся сеть.

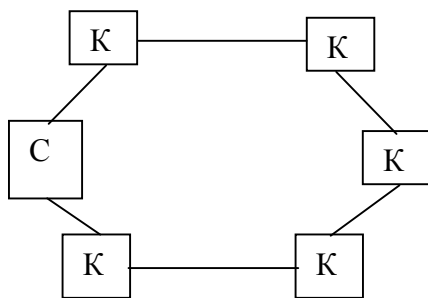


Рис.4.9. Топология сети «кольцо»

При топологии *кольцо*, рис.4.9, все компьютеры подключены к кабелю, замкнутому в кольцо.

Сигналы передаются по кабелю в одном направлении и проходят через каждый компьютер. При этом компьютер играет роль повторителя, усиливая сигналы. Но если выйдет из строя один компьютер, остановится вся сеть.

Чаще применяют комбинированные топологии.

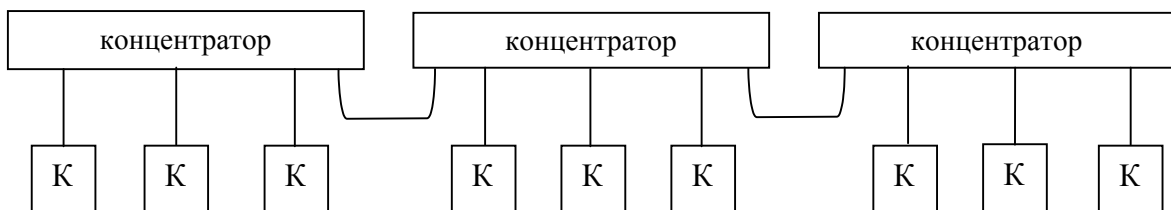


Рис.4.10. Топология сети «звезда-шина»



При топологии *звезда-шина*, рис.4.10, концентраторы объединены единой магистралью. Это более надежная схема соединения: выход из строя одного компьютера не скажется на работе остальных, а выход из строя одного концентратора повлечет за собой отсоединение от сети только подключенных к нему компьютеров.

При топологии *звезда-кольцо*, рис.4.11, концентраторы подключены к главному концентратору (звезда), а кольцо реализовано не физически, а логически - внутри главного концентратора.

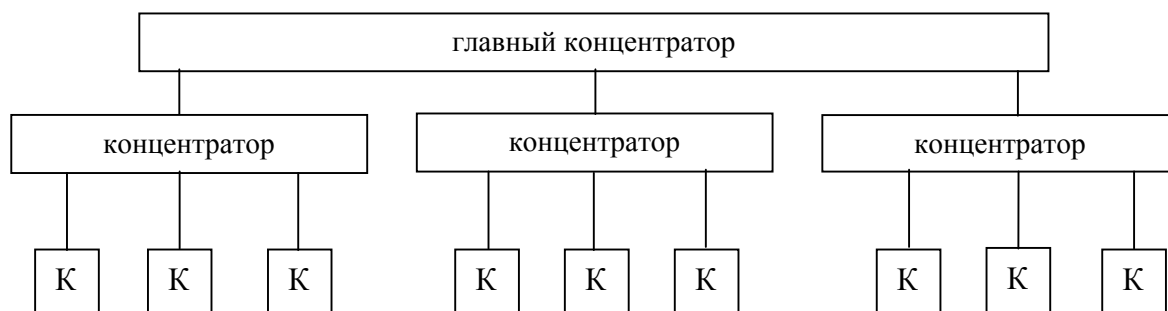


Рисунок 4.11. Топология сети «звезда-кольцо»

В принципе, может использоваться и радиальное соединение (рис.4.2), при котором любой узел связан с каждым из остальных отдельным кабелем. Это неэкономичный способ соединения, так как при количестве узлов в сети  $N$  требуется  $(N-1)!$  связей.

**Методы доступа.** Для того, чтобы получить доступ к среде передачи и передать какую-либо информацию компьютер использует тот или иной метод доступа. Метод доступа гарантирует, что в каждый момент времени в данном сегменте сети только один компьютер передает данные. В противном случае произойдет *коллизия* - столкновение и взаимная порча данных, передаваемых двумя компьютерами. Бывают детерминированные и недетерминированные методы доступа. Детерминированные методы предусматривают специальный механизм управления, гарантирующий передачу данных узла в течение некоторого промежутка времени; самыми распространенными из них являются доступ с передачей маркера и доступ по приоритету запроса. Недетерминированные методы доступа не предполагают управления процессом доступа, вместо этого разрешена конкуренция всех узлов сети за право передачи, поэтому в таких сетях при одновременной попытке передачи данных несколькими узлами возникают коллизии. Наиболее распространенным методом такого типа является множественный доступ с контролем несущей. Он заключается в том, что все компьютеры прослушивают кабель и определяют есть в нем сигнал («несущая») или нет. Если сигнал есть, значит какой-то компьютер уже ведет передачу и кабель занят, если нет – свободен. Этот метод доступа имеет три подвиды: с обнаружением коллизий, с предотвращением коллизий, с разрешением конфликтов.

*Множественный доступ с контролем несущей и обнаружением коллизий* (CSMA/CD - Carrier Sense, Multiple Access with Collision Detection) заключается в том, что компьютер начинает передачу только тогда, когда кабель свободен (нет несущей). Передавая данные компьютер продолжает прослушивать кабель, чтобы обнаружить коллизию – если еще какой-то компьютер начал передачу одновременно с ним. Если обнаруживается коллизия, компьютер останавливает передачу и передает глушащий сигнал, оповещающий другие узлы сети о том, что произошла коллизия. После этого он некоторое (случайное) время пережидает. Это позволяет в большинстве случаев «развязать» передачу. Однако при напряженном трафике и большом количестве компьютеров коллизии могут происходить часто и даже непрерывно – тогда сеть зависает. Кроме того, при большой длине кабеля (больше 2500 м) сигнал ослабевает и обнаружить несущую трудно – коллизия может произойти бесконтрольно и передаваемые пакеты разрушатся. Метод CSMA/CD используется в сетях Ethernet (раздел 4.8).

*Множественный доступ с контролем несущей и предотвращением коллизий* (CSMA/CA - Carrier Sense, Multiple Access with Collision Avoidance) похож на предыдущий, но перед началом передачи каждый компьютер сигнализирует о своем намерении, поэтому остальные компьютеры узнают о готовящейся передаче и могут избежать коллизии. Однако такое оповещение увеличивает общий трафик сети, а значит уменьшает ее пропускную способность. Подобный метод используется в сетях Local Talk.

Детерминированной разновидностью этого метода является организация доступа с помощью расписания. Компьютер получает право передать информацию, если, во-первых, кабель свободен, во-вторых, истек установленный период ожидания, и, в-третьих, наступила очередь для данного узла. Период ожидания определяется компьютером с помощью специального таймера. После передачи таймер сбрасывается в ноль и начинается отсчет нового периода ожидания. Очередность передачи устанавливается заранее и может задаваться, например, другим таймером, при этом у каждого узла значение таймера будет различно. Такой метод доступа используется в бортовой шине ARINC-629.

*Множественный доступ с контролем несущей и разрешением конфликтов* (CSMA/CR - Carrier Sense, Multiple Access with Collision Resolution) реализуется путем побитового арбитража. Компьютер видит, что несущей нет и начинает передачу, при этом прослушивая кабель. Передача начинается с бит, определяющих приоритет данного компьютера. Передавая очередной бит, скажем «1», и обнаруживая вместо него «0», компьютер понимает, что этот «0» передается другим компьютером с более высоким приоритетом и прекращает свою передачу. А выигравший компьютер передает свое сообщение до конца. Такой метод доступа обеспечивает почти 100% использование пропускной способности сети, затраты на организацию доступа здесь минимальны. Однако побитовый арбитраж требует высокой степени

синхронизации компьютеров, поэтому длина кабеля в этом случае ограничена. Метод CSMA/CR используется в шине CAN-bus. Арбитраж шины производится посредством сравнения бит конкурирующих сообщений. Если случится так, что одновременно начнут передачу несколько компьютеров, то каждый из них сравнивает бит, который собирается передать на шину с битом, который в действительности передается. Если значения этих битов равны, оба компьютера пытаются передать следующий бит. И так происходит до тех пор пока значения передаваемых битов не окажутся различными. Теперь компьютер, который передавал логический ноль (более приоритетный сигнал) будет продолжать передачу, а другие компьютеры прервут свою передачу до того времени пока шина вновь не освободится, как показано на рис.4.12 [47]. Если шина в данный момент занята, то компьютер не начнет передачу до момента её освобождения.

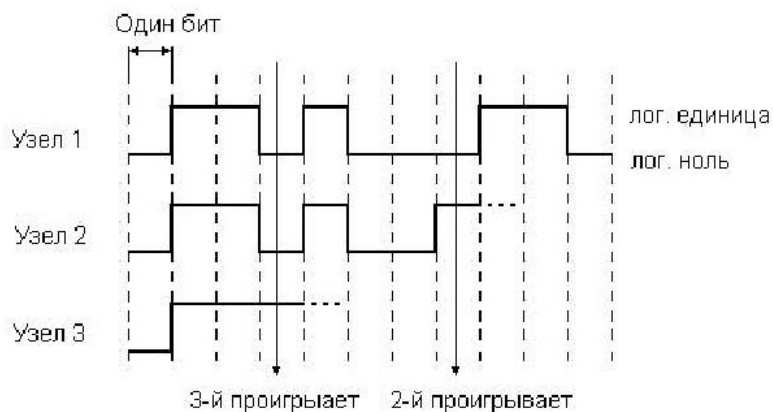


Рис.4.12. Арбитраж на шине CAN-bus

Побитовый арбитраж требует, чтобы все компьютеры принимали сигналы с шины почти одновременно. Это ограничивает длину шины: чем выше скорость передачи данных, тем меньшая длина возможна.

*Доступ с передачей маркера* заключается в передаче от компьютера к компьютеру особого пакета – маркера. Чаще всего такой метод доступа используется в кольцевой сети, где компьютеры соединены в физическое кольцо (рис.4.1). *Маркер* (token) – predetermined комбинация бит («служебный кадр»), который позволяет получающему его компьютеру занять кабель и послать данные. Другие компьютеры должны ожидать, пока к ним не поступит маркер. Передающий компьютер видоизменяет маркер, добавляет к нему данные и отправляет все вместе дальше по кольцу. Данные проходят через каждый компьютер, пока не окажутся у того, чей адрес совпадает с адресом получателя. На время прохождения данных маркер в сети отсутствует, остальные станции не имеют возможности передачи, и коллизии невозможны в принципе. Принимающий компьютер посылает передающему подтверждение. Получив подтверждение, передающий компьютер создает новый маркер и возвращает его в сеть, передавая следующему компьютеру. Если у станции нет данных для передачи, она сразу же передает маркер дальше. Для обработки возможных ошибок, в результате которых маркер может быть утерян,

существует механизм его регенерации. Такой метод доступа используется в сетях Token Ring, ArcNet.

Доступ с передачей маркера может использоваться и в линейной шине (примером является уже упоминавшаяся шина AS 4074). Там маркер циркулирует от компьютера к компьютеру по *логическому кольцу* (рис.4.13). Порядок передачи маркера устанавливается при инициализации шины, т.е. при начальном включении. Каждому компьютеру в такой сети присвоен индивидуальный номер. Компьютер, включившийся раньше других, начинает построение логического кольца. Он ищет своего последователя, которому данный компьютер будет передавать маркер. Для этого он генерирует и отправляет по сети маркер, адресованный компьютеру со следующим номером. Если адресат не отвечает, данный компьютер увеличивает номер на единицу и посылает следующий маркер. Когда адресат наконец находится, он захватывает маркер и генерирует взамен другой, начиная поиск своего последователя. Так строится логическое кольцо.

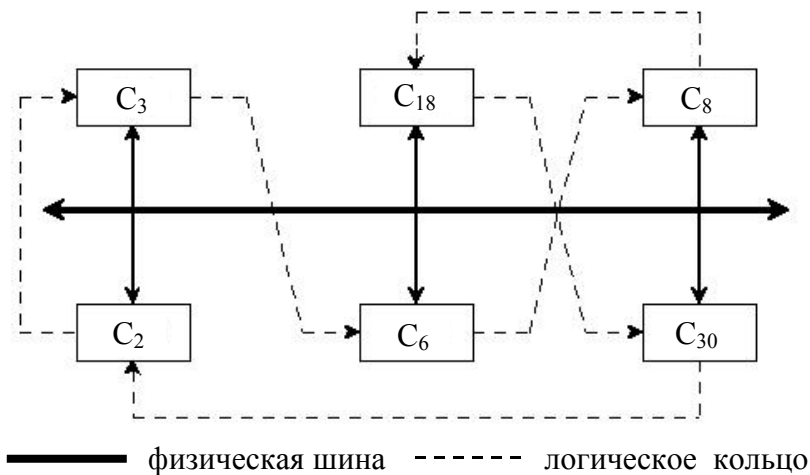


Рис.4.13. Передача маркера по логическому кольцу

Такой метод доступа оставляет возможность как простого добавления нового оборудования, так и обеспечения устойчивости к отказам. Если маркер, передаваемый от одного компьютера к другому остается без ответа (а ответом служит передача этим компьютером своего маркера), то компьютер-отправитель считает, что компьютер-адресат неисправен и обращается к следующему за ним компьютеру. Отказавший компьютер выпадает из логического кольца. Для того, чтобы обеспечить возможность восстановления компьютера после отказа, а также возможность добавления нового оборудования все компьютеры время от времени пытаются передать маркер компьютерам с промежуточными номерами - между номером данного компьютера и номером его последователя. Если компьютер с таким промежуточным номером откликнется, то со следующего цикла он включается в логическое кольцо.

*Доступ по приоритету запроса* применяется в сети с топологией звезда-шина. Метод заключается в том, что концентраторы последовательно опрашивают все узлы сети, выявляя запросы на передачу. Узлом сети может

быть компьютер, мост, маршрутизатор или переключатель. Если концентратор получил одновременно два и более запроса, он отдает предпочтение запросу с более высоким приоритетом. Доступ по приоритету запроса используется, например, в сети 100VG-AnyLan, а также в шине STANAG 3910 (раздел 4.6).

**Расширение сетей.** Сети состоят из оконечных и промежуточных устройств. *Оконечное устройство* является источником или приемником данных; это компьютеры и периферийное оборудование. А *промежуточные устройства* служат для расширения сетей и выполняют передачу пакетов или кадров информации к месту назначения. Могут быть следующие виды промежуточных устройств:

- повторители (repeater hub);
- мосты (bridge);
- переключатели (switch hub);
- маршрутизаторы (router);
- мосты-маршрутизаторы (brouter);
- шлюзы (gateway);
- брандмауэры (firewall).

*Повторитель* восстанавливает затухающий сигнал и передает его в другие сегменты сети (рис.4.14). Повторители не преобразуют и не фильтруют сигнал, поэтому оба соединяемых повторителем сегмента должны использовать одинаковые пакеты и протоколы, должны иметь одинаковые методы доступа. Однако, повторитель может передавать пакеты из одной среды передачи в другую (например, из коаксиального кабеля в оптоволокно).

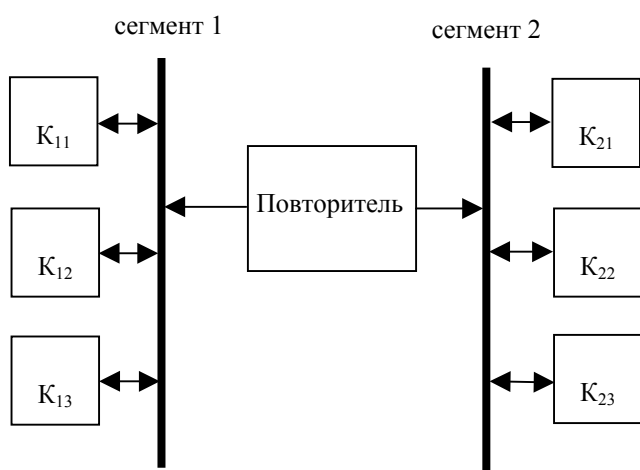


Рис.4.14. Сеть с повторителем

*Мост* соединяет два сегмента сети. Он обладает всеми возможностями повторителя и, кроме того, способен сегментировать (т.е. уменьшать) сетевой трафик: пакет не передается мостом из одного сегмента в другой, если и передатчик, и приемник находятся в одном сегменте. Перед тем, как передать пакет дальше, мост дополнительно проверяет его. Для того, чтобы понять, какие компьютеры где находятся, мост при включении в сеть начинает строить таблицу маршрутизации, используя для этого информацию об источниках и адресатах информации из проходящих через него пакетов.

*Переключатель* выполняет ту же функцию, что и мост, но если мост решает свою задачу программно и поэтому является относительно медленным устройством, переключатель сегментирует трафик аппаратными средствами, поэтому он не замедляет работу сети. Кроме того, переключатель, в отличие от моста, не обязательно двухпортовое устройство - у него может быть несколько портов и, соответственно, он может объединять более двух сегментов сети.

*Маршрутизатор* – более сложное устройство, от тоже служит для улучшение трафика, но в отличие от моста он не только знает адрес каждого сегмента, но определяет наилучший маршрут для передачи данных. Как и мост, маршрутизатор строит таблицу маршрутизации, но на более высоком уровне. Он способен соединять сегменты с разными схемами упаковки данных и разными методами доступа к кабелю. Он позволяет обходить неработающие участки сети. Если какой-либо маршрут передачи перегружен, маршрутизатор выберет другой.

Маршрутизаторы бывают статические и динамические. Статическим таблицу маршрутизации должен создать администратор сети, динамические маршрутизаторы сами определяют маршрут.

Формат описания передаваемых сообщений и правила, по которым происходит обмен информацией в сети называют *протоколом* обмена. В сетях применяют разные протоколы и не все из них работают с маршрутизаторами. *Мосты-маршрутизаторы* еще более сложные устройства: с одними протоколами они работают как мосты, с другими – как маршрутизаторы.

*Шлюзы* обеспечивают связь между различными архитектурами и средами. Они распаковывают и преобразуют данные, передаваемые из одной среды в другую. Обработывая данные, шлюз извлекает данные из входящих пакетов и заново упаковывает их в соответствии с протоколом сети назначения.

Шлюзы – дорогие и медленные устройства. Обычно роль шлюзов выполняют выделенные серверы.

*Брандмауэр* является защитным устройством, обеспечивающим безопасность сети и конфиденциальность информации. Он соединяет сети и обеспечивает определенные правила над потоками информации из одной сети в другую.

### **4.3. Внутренняя магистраль БЦВМ**

В качестве внутреннего интерфейса БЦВМ, как правило, использовали магистраль, к которой подключен процессор, его устройства памяти, а также другие устройства, называемые внешними устройствами (ВУ). Обычно такая магистраль является параллельной, то есть содержит 20-40 или даже более линий интерфейса, по которым одновременно передается 8/16/32/64 бит информации. Существует довольно много типов магистралей. В офисных и промышленных компьютерах широко используются такие интерфейсы, как

ISA, EISA, VME, Q-bus, Multibus II, PCI, они же или их модификации применяются и в БЦВМ. Кроме того, для военных приложений разработаны особые параллельные интерфейсы, например, PI Bus и Futurebus. Несмотря на большое разнообразие интерфейсов этого типа, они организованы на схожих принципах. Рассмотрим состав и функционирование параллельной магистрали на примере разновидности популярной магистрали Q-bus, которая была реализована в микро-ЭВМ «Электроника-60» и использовалась в целом ряде бортовых вычислителей (глава 5).

В обмене информацией на магистрали такого типа участвует два устройства, одно из которых, *активное*, инициализирует обмен информацией с другим – *пассивным*. Активным устройством на магистрали является процессор, однако предусмотрена возможность передачи функций активного устройства от процессора к ВУ, причем в качестве последних могут выступать другие процессоры, что позволяет организовывать на базе магистрали мультипроцессорные системы.

Для обращения к памяти или внешним устройствам используются три процедуры:

*ввод* — данные передаются от внешнего устройства (пассивного) к активному, т. е. выполняется операция чтения;

*вывод* — данные передаются от активного устройства к пассивному, т. е. происходит запись данных по адресу, определенному в начале выполнения цикла обмена;

*ввод-пауза-вывод* — операнд вводится (выполняется процедура «ввод»), над ним выполняется арифметическая или логическая операция, после чего результат операции выводится по тому же адресу, по которому был взят операнд.

Обмен является асинхронным, а связь между двумя устройствами через магистраль — замкнутой. Все устройства подсоединяются к магистрали с помощью приемопередатчиков, обеспечивающих передачу сигналов по каналу.

Магистраль обеспечивает три способа обмена данными между устройствами:

программный режим,

внепрограммный (режим прямого доступа),

по запросам ВУ (режим прерывания программы).

В *программном режиме* активным устройством является процессор, а обмен выполняется в соответствии с выполняемой им программой.

В *режиме прямого доступа* ВУ запрашивает у процессора и получает в свое распоряжение магистраль, после чего процессор отключается от магистрали и переходит в пассивное состояние, а ВУ становится активным устройством и управляет обменом. По завершении своей задачи ВУ возвращает процессору контроль над магистралью. Прямой доступ обычно используется для обращения ВУ к памяти процессора, поэтому часто этот режим называется прямым доступом к памяти (ПДП).

В режиме прерывания программы активным устройством остается процессор, но обмен происходит по инициативе ВУ, которое по какому-то событию или завершив какое-то свое задание, выставляет процессору требование на обслуживание.

Магистраль состоит из нескольких шин. Все устройства, включая процессор, подключаются к шинам параллельно. Большинство шин двунаправленные, т. е. одни и те же шины могут быть использованы как при записи данных в память, так и при считывании содержимого последних процессором или другим активным устройством. Некоторые шины – однонаправленные и используются для управления передачей. Магистраль рассчитана на передачу 16-разрядных слов данных и адреса, но предусмотрена возможность передачи информации побайтно.

*Шина «Адрес/данные»* состоит из 16 линий (*AD00-AD15*) и является двунаправленной. Совмещение использования одних и тех же линий для адреса и данных достигается разделением во времени. Всякое обращение к магистральной линии начинается с выставления на нее адреса устройства, к которому обращается активное устройство. По окончании адресной части цикла активное устройство выполняет прием или передачу данных.

*Шина управления обменом* (линии «Ввод», «Вывод», «Байт») определяет направление обмена.

Сигнал «Ввод» (*DIN*) означает передачу данных из пассивного устройства в активное (операция чтения), а сигнал «Вывод» (*DOUT*) — передачу данных из активного устройства в пассивное (операция записи). Сигнал «Ввод» вырабатывается в двух случаях: во время действия сигнала *СиА*, когда сигнал «Ввод» означает, что активное устройство готово принять данные от пассивного устройства, и во время действия сигнала *ППР*, когда по сигналу «Ввод» выполняется операция ввода (чтения) адреса вектора прерывания. Сигнал «Вывод» вырабатывается активным устройством и означает, что выполняется операция записи и на шине «Адрес-данные» помещены данные. На этот сигнал пассивное устройство вырабатывает ответный сигнал *СиП*.

Сигнал «Байт» (*WTBT*) используется в двух случаях: при передаче адреса, когда сигнал «Байт» указывает, что дальше будет следовать операция вывода, а не ввода, и при передаче данных, когда этот сигнал указывает, что выводится байт, а не слово.

*Шина синхронизации* включает линии «Синхронизация активного устройства» *СиА* (*SYNC*), «Синхронизация пассивного устройства» *СиП* (*RPLY*) и «Адрес принят» (*AR*). Сигнал *СиА* вырабатывается активным устройством, принимается пассивным и выполняет две функции:

при установке сигнала требует от пассивного устройства выполнить операцию, указанную кодом на шинах «Ввод» и «Вывод»;

при сбросе сигнала информирует пассивное устройство, что активное устройство считает передачу данных завершённой.



Сигнал *СиП* является ответом пассивного устройства на сигналы «Ввод», «Вывод» и означает, что данные приняты или установлены на шине «Адрес/данные».

Сигнал «Адрес принят» свидетельствует о принятии пассивным устройством адреса с магистрали.

*Шина управления прерыванием* включает линии «Требование прерывания» *ТПР* (VIRQ), «Предоставление прерывания» *ППР* (IAKO) и «Радиальное прерывание» (WIR).

Сигнал *ТПР* формируется пассивным устройством, если последнему разрешено прерывание, информирует процессор о том, что устройство готово передавать или принимать данные.

Сигнал *ППР* разрешает устройству, выставившему запрос на прерывание, выставить вектор прерывания на системную магистраль. Вектор прерывания представляет собой 8-разрядный адрес начала программы обработки прерывания в памяти процессора и является своеобразным идентификатором события, потребовавшего прерывания основной программы процессора. Такой идентификатор необходим, так как источников прерывания, выставляющих требование *ТПР*, может быть несколько и процессору надо как-то уметь их различать.

Сигнал «Радиальное прерывание» - высокоприоритетное немаскируемое прерывание с фиксированным вектором прерывания ( $250_8$ ). Обработка прерывания осуществляется процессором сразу по завершении выполнения текущей команды. Это прерывание используется для обработки ошибок обмена с дополнительными магистралями и в других случаях, когда требуется немедленная реакция.

*Шина управления прямым доступом* включает линии «Требование прямого доступа» *ТПД* (DMR), «Предоставление прямого доступа» *ППД* (DMGO), «Подтверждение выбора» *ПВ* (SACK).

Сигнал *ТПД* выставляется устройством, требующим магистраль.

Сигнал *ППД* вырабатывается процессором по окончании текущего цикла обращения к каналу и разрешает устройству, выставившему *ТПД*, захватить магистраль.

Сигнал *ПВ* вырабатывается устройством прямого доступа в ответ на сигнал процессора *ППД* и означает, что устройство захватило магистраль и может производить обмен данными.

*Шина управления доступом к дополнительным магистралям* включает линии «Запрос на захват дополнительной магистрали 1» (WRQ1), «Запрос на захват дополнительной магистрали 2» (WRQ2) и «Разрешение на захват дополнительной магистрали» (WACK). Каждый процессор может быть связан с магистралями двух других процессоров. При обращении к адресам на этих магистралях вырабатывается сигнал «Запрос на захват дополнительной магистрали 1(2)». Внешний арбитр транслирует этот запрос процессору-

хозяину магистрали, после получения разрешения он выставляет запрошившему процессору сигнал «Разрешение на захват дополнительной магистрали».

Кроме перечисленных шин магистраль включает следующие вспомогательные линии.

«Сброс» (INIT) - установка внешних устройств в исходное состояние. Этот сигнал формируется в следующих случаях:

когда в программе процессор встречает команду инициализации (RESET),

при обработке процессором прерывания по нарушению питания,  
при восстановлении питания.

«Тактовая частота» (CLCO) – внутренняя тактовая частота процессора для синхронизации работающих с ним устройств. Частота и фаза этого сигнала совпадают с входной тактовой частотой, поступающей в процессор от кварцевого генератора (CLCI).

«Обращение к системной памяти» (SEL). Появление сигнала в фазе выдачи адреса свидетельствует о том, что обращение идет не к основной, а к дополнительной (системной) памяти. Появление сигнала при чтении вместе с сигналом «Ввод» свидетельствует о чтении процессором регистра начальных условий.

«Запрос на прерывание от таймера» (EVNT) - вырабатывается системным таймером. По этому сигналу процессор переходит на программу обслуживания через постоянный вектор с адресом  $100_8$  (если процессору разрешено прерывание).

«Авария сетевого питания» АСП (ACLO) – вырабатывается источником питания в случае, если переменное напряжение становится ниже допустимого уровня. Сигнал вызывает прерывание программы процессора и переход на подпрограмму обработки прерывания по сбою питания (постоянный вектор 000).

«Авария источника питания» АИП (DCLO) - вырабатывается источником питания в случае, если постоянное напряжение на его выходе становится ниже допустимого уровня. Сигнал вызывает остановку процессора: установку его в исходное состояние и появление сигнала «Сброс».

«Останов» (HALT) – переход в отладочный режим.

**Ввод.** Временная диаграмма процедуры «Ввод» изображена на рис.4.15.

Обмен производится в следующем порядке. По высокому уровню сигнала «Тактовая частота» процессор выставляет на магистраль адрес, а через такт – сигнал  $CuA$ . ВУ принимает адрес и отвечает «Адрес принят». Получив этот сигнал, процессор снимает с магистрали адрес и выставляет сигнал «Ввод». Приняв «Ввод» ВУ выставляет на магистраль данные и одновременно сигнал  $CuI$ . Процессор принимает данные и снимает сигнал «Ввод». Это служит сигналом об окончании процедуры ввода, все сигналы возвращаются в исходное состояние.

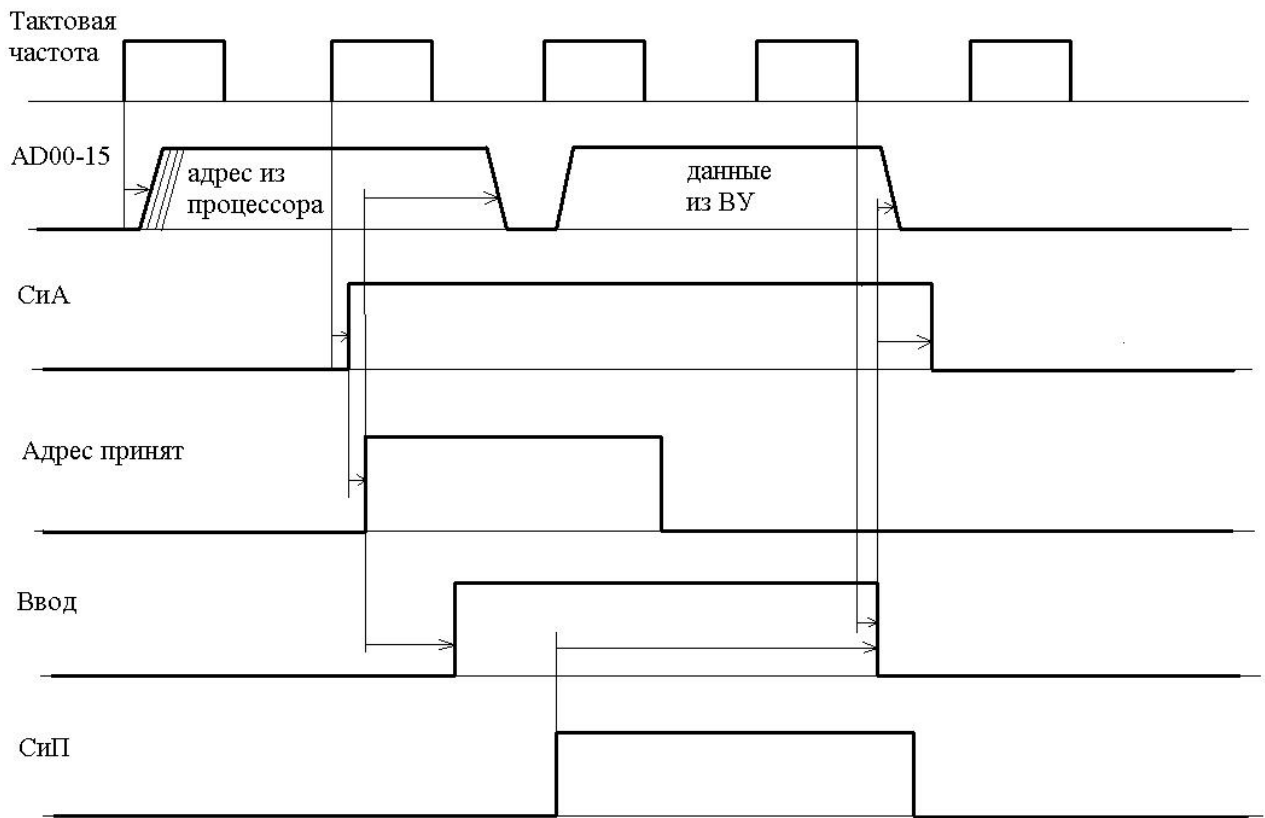


Рис.4.15. Временная диаграмма процедуры ввода

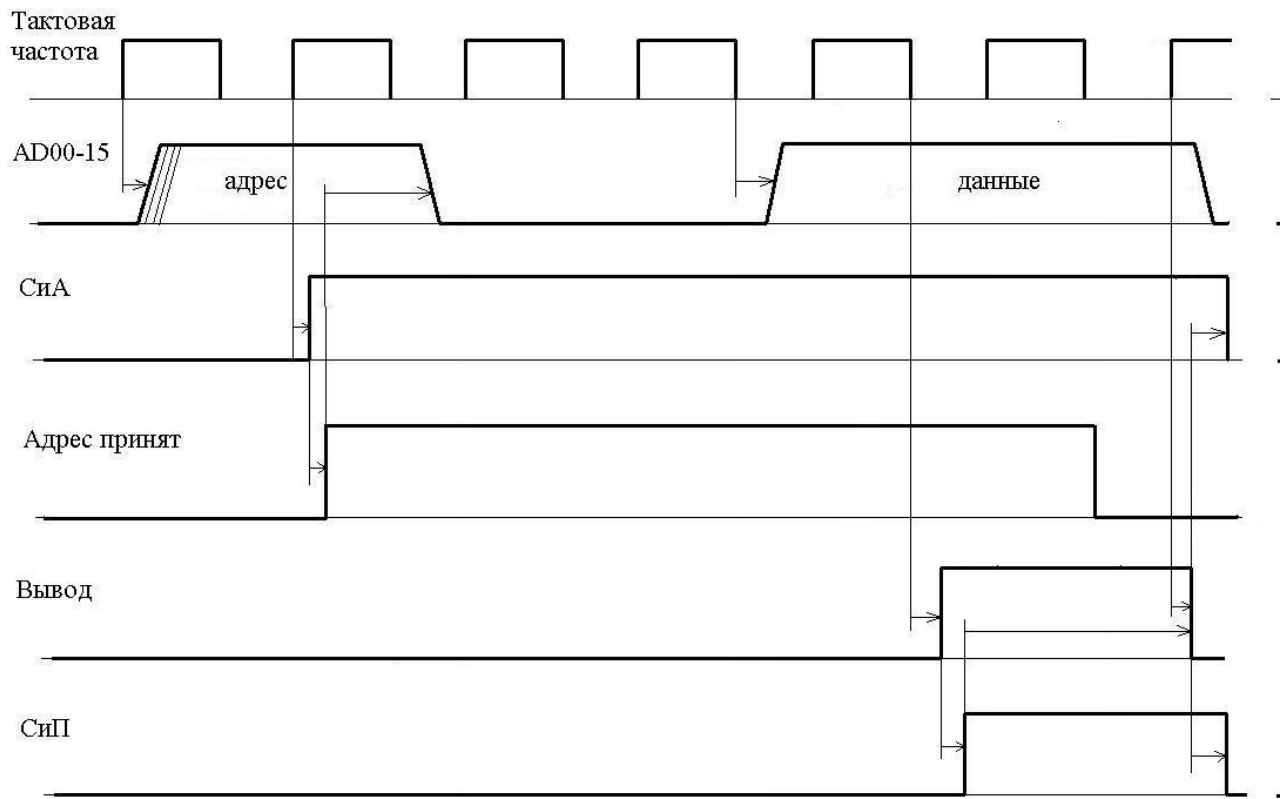


Рис.4.16. Временная диаграмма процедуры вывода

**Вывод.** Временная диаграмм процедуры «Вывод» (запись) изображена на рис.4.16. Фаза выдачи адреса выполняется так же, как и при процедуре «Ввод», дальнейший обмен производится в следующем порядке. Получив сигнал «Адрес принят» процессор снимает с магистрали адрес и выставляет данные по низкому уровню сигнала «Тактовая частота». Через такт процессор выставляет сигнал «Вывод». Приняв «Вывод» ВУ принимает данные и выставляет сигнал *СиП*. Получив *СиП* процессор снимает сигнал «Вывод». Это служит сигналом об окончании процедуры вывода, все сигналы возвращаются в исходное состояние.

**Ввод-пауза-вывод.** Процедура позволяет принять операнд, произвести над ним операцию и записать результат по тому же адресу. Она состоит из трех фаз. Фаза выдачи адреса – такая же, как при процедуре «Ввод». Фаза чтения – такая же, как при процедуре «Ввод», за исключением того, что после сброса сигнала «Ввод» сигнал *СиА* не снимается. Фаза записи начинается только после снятия сигнала *СиП*, выставленного при фазе чтения и проходит так, как было описано для процедуры «Вывод».

**Прием адреса вектора прерывания.** Обработка прерывания начинается с приема вектора прерывания. Временная диаграмма этого процесса изображена на рис.4.17.

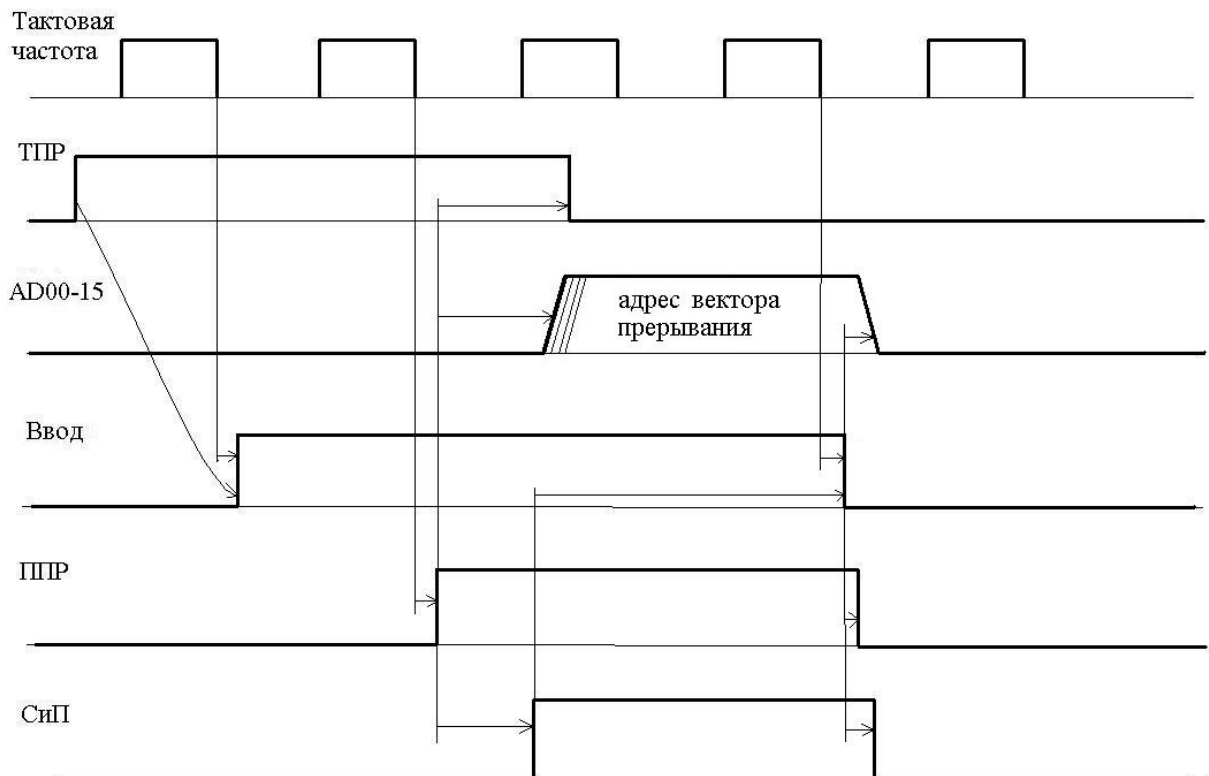


Рис.4.17. Прием вектора прерывания

Прием вектора прерывания производится в следующем порядке. При поступлении запроса на прерывание *ТПР* процессор, если прерывания не заблокированы и магистраль свободна, начинает процедуру обработки прерывания. Содержимое счетчика команд и регистра состояния процессора засылается в стек, потом по низкому уровню сигнала «*Тактовая частота*» процессор выставляет сигнал «*Ввод*». Через такт процессор выставляет сигнал разрешения прерывания *ППР* и ждет ответ – сигнал *СиП*. Прерывающее устройство выставляет на магистраль адрес вектора прерывания и сигнал *СиП*. Процессор считывает адрес вектора и снимает сигнал «*Ввод*» - процедура завершена.

**Прямой доступ к памяти.** Временная диаграмма организации прямого доступа к памяти изображена на рис.4.18.

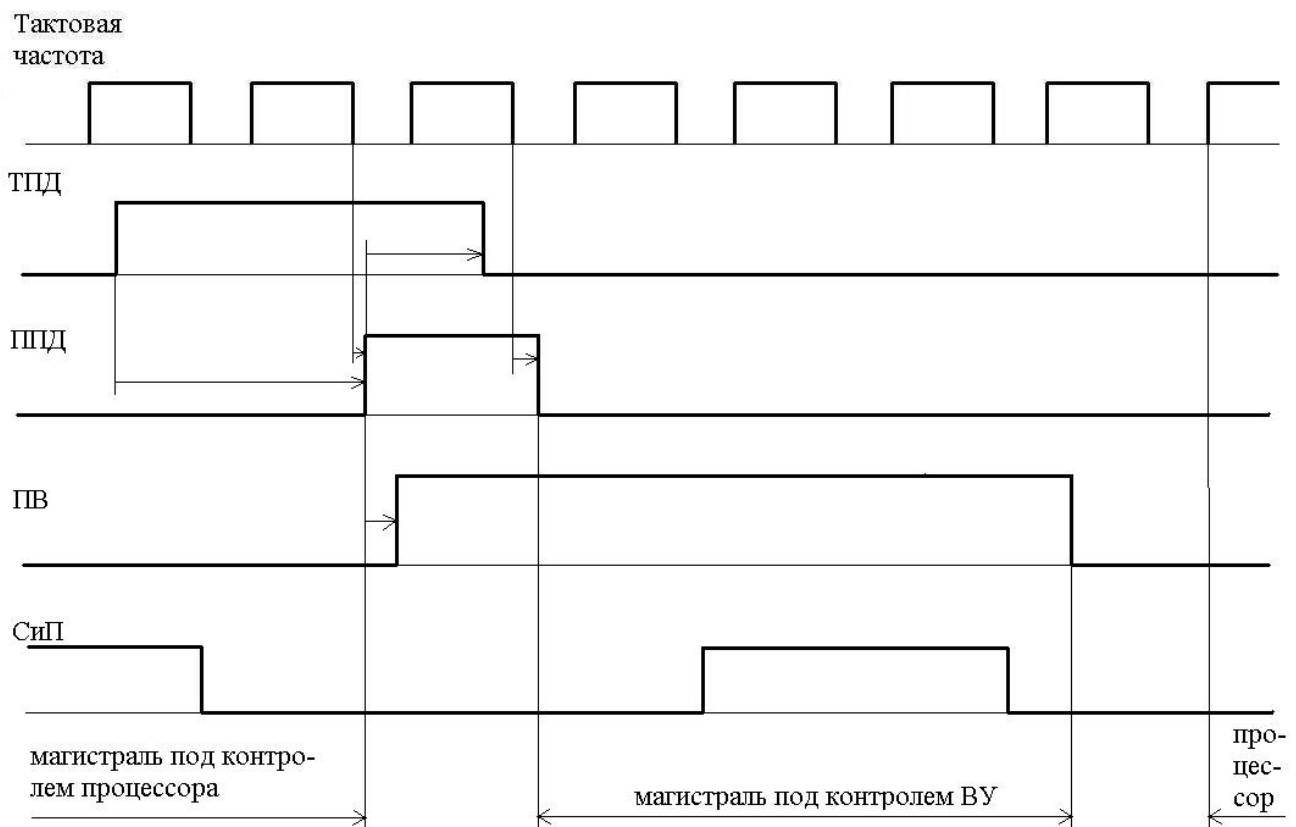


Рис.4.18. Временная диаграмма прямого доступа к памяти

Процесс ПДП организуется в следующем порядке. Получив запрос *ТПД*, процессор завершает текущий обмен по магистрали и по переходу сигнал «*Тактовая частота*» в низкий уровень выставляет сигнал разрешения *ППД*. Получив *ППД*, устройство, запросившее прямой доступ к памяти, должно сначала выставить подтверждение *ПВ*, затем снять сигнал *ТПД*. После этого процессор в фазе низкого уровня сигнала «*Тактовая частота*» снимает сигнал *ППД* и переводит в отключенное состояние с высоким входным

сопротивлением свои выходы *CuA*, «Ввод», «Вывод», «Байт» и *AD00-AD15*. Магистраль переходит под управление ВУ. Завершив обмены, ВУ снимает сигнал *ПВ*.

Процессор возвращает себе управление магистралью только после снятия внешним устройством сигналов *CuA*, «Адрес принят» и *CuП*. Тогда он переводит все свои выходы в активное состояние и продолжает работу.

**Захват магистрали через «окно».** В процессоре две области адресного пространства выделены под области окон *W0* и *W1* с поддержкой захвата «видимой» через окно магистрали другого процессора. Это позволяет создавать многопроцессорные системы с локальной памятью, как показано на рис.4.19.

Если адрес при обмене попадает в интервал из области окон, то процессор *ПРЦ* прежде, чем начать обмен, выставляет запрос на захват дополнительной магистрали 1 или 2. Внешняя схема управления окном *СУО* (арбитр) перехватывает управление запрошенной магистралью (например, через *ПДП*) и выдает запросившему процессору разрешение на захват дополнительной магистрали. После этого процессор выполняет цикл обмена на «чужой» магистрали.

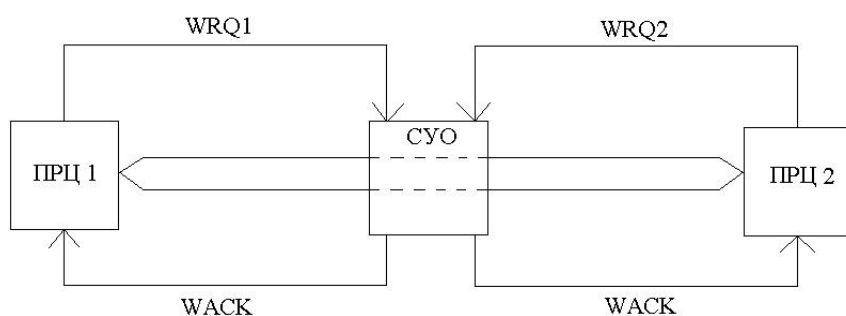


Рис.4.19. Двухпроцессорная система:  
*ПРЦ* – процессор, *СУО* – схема управления окном

**Перспективные внутренние интерфейсы.** Параллельные магистрали перестали удовлетворять современным требованиям, предъявляемым к внутренним интерфейсам компьютеров. Их длина ограничена, поэтому они не позволяют создавать распределенные системы, компоненты которых разнесены на значительные расстояния. Системы на базе параллельных шин плохо масштабируются, в связи с чем на их базе сложно строить системы разного назначения и сложности. Параллельные магистрали требуют много контактов, поэтому занимают существенную (если не большую) часть разъема платы, они восприимчивы к электромагнитным помехам, для их функционирования нужно много энергии, они громоздки и дороги. А современные высокоскоростные последовательные интерфейсы позволяют обеспечить очень высокую скорость передачи информации, соизмеримую с возможностями параллельных магистралей, они проще, дешевле, легче обеспечить резервирование таких интерфейсов, их легче встраивать в аппаратуру, они занимают меньше места, потребляют мало энергии, с ними проще обеспечить передачу информации на большие расстояния. Уже есть примеры применения последовательного интерфейса в качестве внутренней магистрали БЦВМ. Так, на самолете

Boeing 777 основным внутренним интерфейсом комплекса интегрированной авионики AIMS служит последовательная шина SAFEbus. На нее выпущен стандарт ARINC-659.

Но основная проблема параллельных магистралей – недостаточная пропускная способность. При существующих скоростях работы процессора параллельные шины не успевают осуществлять ввод-вывод в нужном темпе. Этот недостаток начал проявляться уже около 10 лет тому назад. В качестве временной меры использовали дополнительные шины, которые размещали на плате наряду с основной шиной и объединяли с ней при помощи специального интерфейса - моста (рис.4.20). Однако вскоре пропускной способности все равно перестало хватать. Решить проблему пропускной способности позволяют лишь коммутируемые структуры. *Коммутируемая структура* (switched fabric) обеспечивает очень быстрое непосредственное соединение источника данных с приемником («точка-точка»), причем одновременно могут соединяться и обмениваться данными много пар подключенных к ней устройств. Коммутируемая структура содержит несколько коммутаторов, соединенных между собой и с функциональными блоками компьютера. Структуры компьютера с параллельной магистралью и на базе коммутируемой структуры в принципе похожи (рис.4.21). Самое существенное различие состоит в том, что когда параллельная магистраль занята обменом двух устройств, вынуждены ждать своей очереди, а вот в коммутируемой структуре обеспечивается множество одновременных сеансов соединений и за счет этого ее пропускная способность достигает гигантских значений в сотни и тысячи Гбит/с.

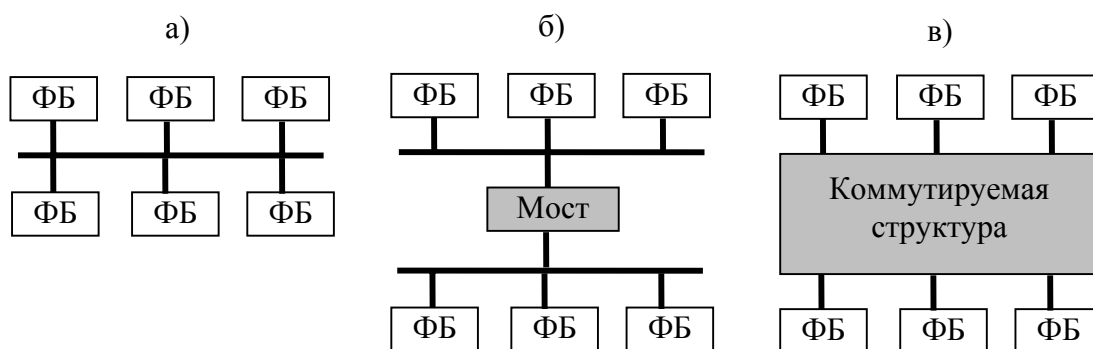


Рис.4.20. Эволюция внутренних интерфейсов компьютера

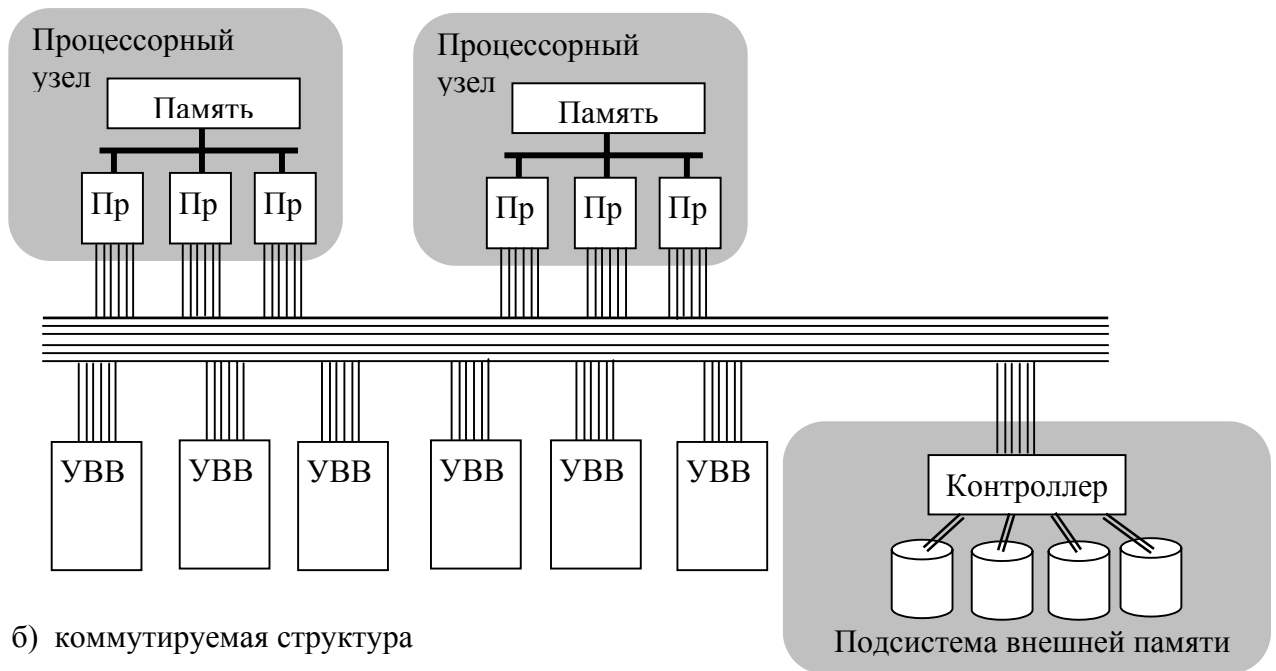
*а – параллельная шина, б – шины, объединяемые мостами, в – коммутируемая структура  
 ФБ – функциональный блок компьютера*

Коммутируемая структура превосходит заменяемые ей параллельные магистрали в отношении скорости, надежности, доступности и масштабируемости. Она может использоваться как для создания внутренних интерфейсов, так и в качестве сети для соединения удаленных блоков.

Функциональные блоки компьютера, соединенные коммутируемой структурой,



а) структура с параллельной магистралью



б) коммутуемая структура

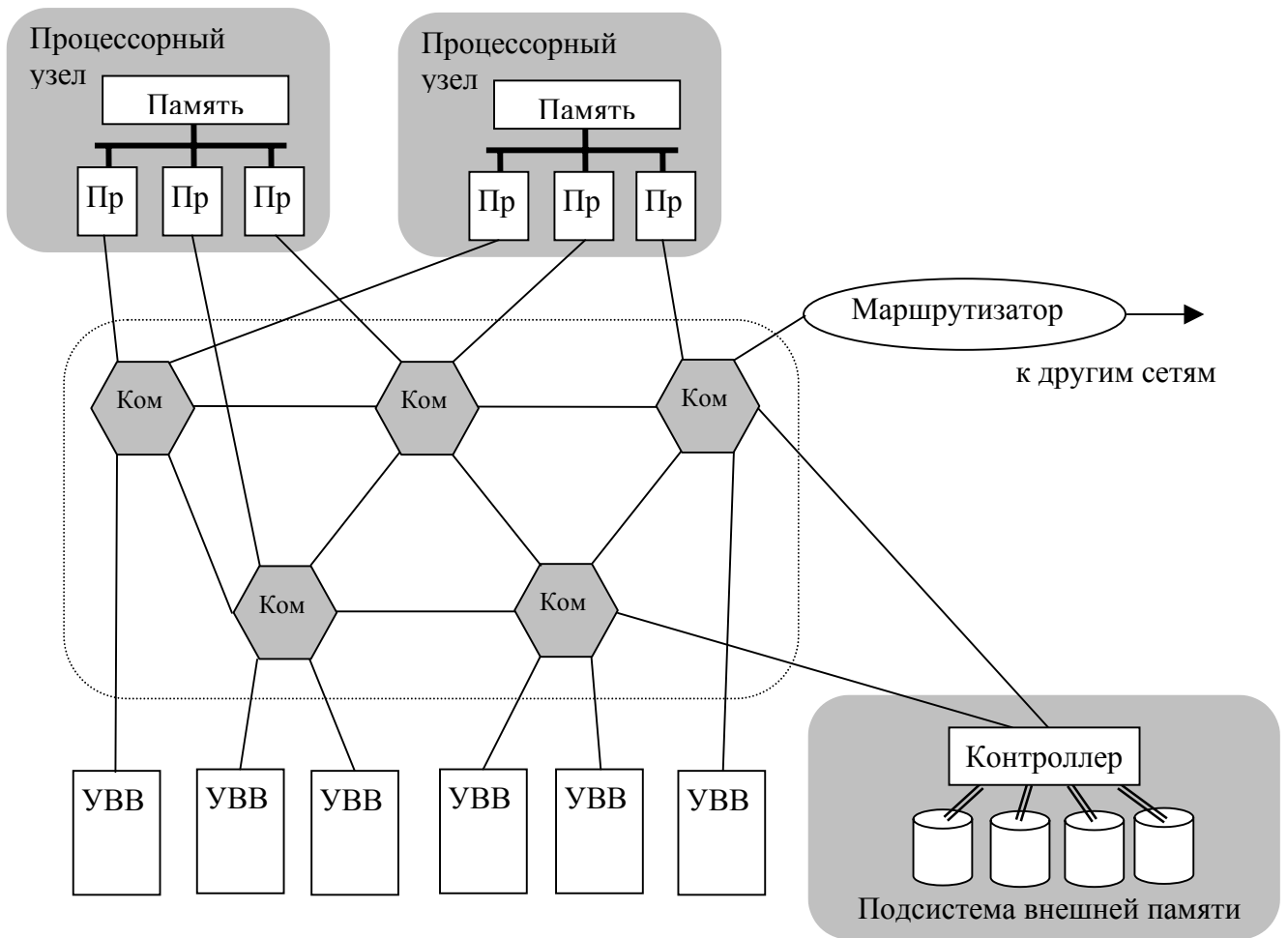


Рис.4.21. Параллельная магистраль и коммутуемая структура  
 Пр - процессор, УВВ – устройство ввода-вывода, Ком - коммутатор

взаимодействуют скорее как независимые компьютеры, чем как части одного компьютера.

Существует несколько вероятных кандидатов на роль внутреннего интерфейса перспективных компьютеров, в том числе - бортовых. Это, в первую очередь, RapidIO, Infiniband, StarFabric, а также PCI Express, 3GIO, HyperTransport, Packet-Switched Ethernet и другие.

**RapidIO** с самого начала был ориентирован на работу внутри компьютера, на создание межкристальных и межплатных соединений. Однако нет никаких принципиальных причин, препятствующих для применения RapidIO в качестве связи между системами. Архитектура RapidIO разрабатывалась специально для задач в режиме реального времени, поэтому этому интерфейсу свойственны малые задержки, детерминизм, надежность и масштабируемость.

Малая величина задержек, которые обеспечивают производительность, сравнимую с шиной PCI, позволяет строить на основе RapidIO многопроцессорные системы. Определено несколько уровней приоритетов, гарантирующих быструю доставку наиболее важных данных даже в условиях перегрузки коммутируемой структуры. Ошибки аппаратно обнаруживаются и исправляются в каждом звене передачи данных. Для возможности исправления ошибок данные сопровождаются передачей контрольного CRC-кода. Кроме того, для гарантированного обнаружения ошибок все пакеты передаются дважды – в нормальном и инвертированном виде.

Используются скорости передачи 1,25/2,5/3,125 Гбит/с. Микросхемы и модули внутри системы соединяются при помощи 8- и 16-разрядных параллельных каналов на базе низковольтных дифференциальных пар (LVDS), суммарная пропускная способность в каждом направлении составляет от 8 до 32 Гбит/с. Популярная сейчас передача сигналов LVDS отличается высокой помехоустойчивостью, малой вероятностью ошибок передачи и малым потреблением энергии.

В RapidIO используются шестипортовые коммутаторы. Они имеют по 6 входов, которые могут быть попарно соединены между собой в любом сочетании. В качестве среды передачи применяется кабель с медной жилой. При этом длина линий ограничена 17 метрами.

Для приложений с ограничениями по числу линий существует чисто последовательная версия RapidIO, физический уровень которой требует 4 контакта на один дуплексный порт. Последовательная разновидность ориентирована на оптоволоконные линии связи.

**StarFabric.** Это масштабируемая архитектура, которая может объединять от единиц до нескольких тысяч компонентов. Она хорошо подходит для межплатного соединения. StarFabric имеет важную отличительную особенность: она полностью прозрачна для шины PCI. Мост PCI-StarFabric, входящий в состав интерфейсной аппаратуры полностью совместим со всем программным обеспечением, написанным для PCI-систем. В структуре

StarFabric в каждом направлении используется по два дуплексных канала. Каждый канал состоит из четырех LVDS пар с пропускной способностью 622 Мбит/с каждая, соответственно общая пропускная способность канала - 2,5 Гбит/с в каждом направлении (предусматривают возможность масштабирования пропускной способности до 10 Гбит/с). Коммутатор в StarFabric имеет шесть портов. Средой передачи может быть медный провод и оптоволокно.

**Infiniband.** Интерфейс Infiniband разрабатывался для подключения серверов, запоминающих устройств, средств управления сетями, он позволяет строить сети с множеством подсетей и тысячами узлов в каждой подсети. Тем не менее, он может использоваться и в качестве внутреннего интерфейса цифровой электроники, хорошо подходит для создания процессорных кластеров. Среди главных достоинств Infiniband – способность обеспечить за пределами сервера такую же производительность, как и внутри него. Архитектура позволяет доставлять данные в любую точку коммутируемой структуры с одной и той же высокой скоростью передачи. Infiniband рассчитан на длину соединений до 30 м, предъявляет минимальные требования к связным кабелям. Используемые коммутаторы просты и поддерживают одновременно только несколько соединений. Как и в StarFabric, в каждом направлении используется по два дуплексных канала, каждый канал представляет собой четырехпроводное соединение с пропускной способностью 2,5 Гбит/с в каждом направлении (в перспективе – до 10 Гбит/с). В Infiniband два узла сети могут быть соединены как последовательным, так и параллельным интерфейсом: количество каналов в каждом направлении может быть 1, 4 или 12. Соответственно общая скорость передачи данных составляет 2,5/10/30 Гбит/с. В поток передаваемых данных встраивают тактовые импульсы, каждый байт данных сопровождается двумя разрядами, используемыми для синхронизации (этот способ кодирования обозначают 8B/10B). Это позволяет снизить требования к прокладке проводников. Таким образом, реальная пропускная способность за вычетом затрат на синхронизацию составляет 2/8/24 Гбит/с.

В качестве среды передачи может использоваться как медный провод, так и ВОЛС. Физической основой Infiniband, как и большинства других коммутируемых структур, являются низковольтные дифференциальные двухточечные линии связи. Важными качествами этого интерфейса также являются:

- связь на базе коммутации пакетов с сохранением целостности данных и управлением потоками;
- удаленный прямой доступ к памяти;
- поддержка отказоустойчивости.

#### 4.4. Интерфейсы для связи с датчиками

Для связи с нецифровыми датчиками используются простые интерфейсы. Такой интерфейс передает информацию об измеренном датчиком физическом параметре в бортовую информационную систему в виде аналогового, дискретного или дискретно-аналогового сигнала.

*Аналоговый сигнал* может принять любое значение в пределах диапазона измерения, самому малому приращению параметра соответствует самое малое приращение сигнала. Информация о параметре может содержаться в абсолютном значении сигнала (напряжение, ток) или в его относительном значении, когда сигнал передается в виде двух напряжений, отношение величин которых дает информацию о величине измеряемого параметра (например, сигнал синусно-косинусного трансформатора, сельсина или потенциометра).

*Дискретный сигнал* принимает только одно из двух возможных значений, соответствующих наличию и отсутствию передаваемого сигнала. Сигналы такого рода еще называют *разовыми командами*, хотя далеко не всегда они передают управляющую информацию. Примеры разовых команд:

- сигнал от концевого выключателя стойки шасси - «Шасси убрано»/«Шасси выпущено»;
- сигнал от датчика давления – «Давление велико»/«Давление в норме»;
- сигнал от сигнализатора пожара – «Пожар»/«Нет пожара».

У *дискретно-аналогового сигнала* аналоговая информация передается дискретным видом сигнала, т.е. кодом. Информация о величине параметра может кодироваться частотой посылки импульсов (либо частотой синусоидального сигнала) или временным интервалом между импульсами.

Стандартные виды сигналов на ЛА установлены ГОСТ 18977-79. Предусмотрены следующие виды аналоговых сигналов:

- относительное переменное напряжение от 3 до 8 В;
- относительное импульсное напряжение от +2,4 до +12,6 В с длительностью импульсов 20-500 мкс;
- относительное постоянное напряжение
  - от  $\pm 2,4$  до  $\pm 12,6$  В или
  - от +2,4 до +12,6 В или
  - от +2,4 до +27 В;
- переменное напряжение от 2,4 до 8 В;
- постоянное мгновенное напряжение от  $\pm 2,4$  В до  $\pm 12,6$  В;
- постоянное среднее напряжение
  - от  $\pm 2,4$  до  $\pm 12,6$  В или
  - от +2,4 до +30 В или
  - от +0,01 до +0,1 В;
- постоянный ток от 0,1 до 15 мА.

Переменное напряжение может быть синусоидальным с частотой 400/1000/12000 Гц или меандром.

Мгновенное значение отражает значение параметра в каждый момент, в то время как среднее значение соответствует параметру только в среднем, а его мгновенное значение может значительно расходиться с измеряемым параметром.

Дискретно-аналоговый сигнал должен иметь амплитуду импульсов относительно корпуса ЛА в следующих пределах: 2,4-5 В при наличии сигнала, 0-0,44 В при отсутствии сигнала.

Разовые команды бывают трех видов:

а) отсутствие сигнала – разрыв или замыкание на корпус, наличие сигнала +27 В;

б) отсутствие сигнала – разрыв, наличие сигнала - замыкание на корпус;

в) отсутствие сигнала – разрыв или напряжение 2,4-5 В, наличие сигнала - замыкание на корпус (0-0,44 В).

Длительность импульса для разовой команды – не менее 50 мкс, фронты импульса должны быть не более 20% от его длительности. Ток для видов а) и б) может быть от 5 до 400 мА.

Фактически связи на борту ЛА гораздо более разнообразны, чем предписано ГОСТ 18977-79, особенно в отношении аналоговых сигналов. Широко используются такие виды аналоговых сигналов:

- сопротивление в диапазоне 75-225 Ом (датчики температуры);
- постоянное напряжение в диапазоне 0-5 В или 0-10 В (датчики давления и многие другие) или от –50 до +50 мВ (шунты для измерения тока);
- частота переменного тока 0-450 Гц (бортсеть);
- переменное напряжение в диапазоне 0-140 В (бортсеть) или 0-5 В.

Другой документ, регламентирующий типы сигналов от датчиков – ARINC-729.

Современные бортовые датчики стали более интеллектуальными, чем их предшественники, часто они содержат микропроцессор, а информацию выдают в цифровом виде, используя для этого простые цифровые интерфейсы, например, Controller Area Network (CAN), который первоначально был разработан фирмой BOSCH для объединения в единую сеть датчиков, приборов и исполнительных устройств автомобиля. В настоящее время интерфейс CAN-bus применяется и в аэрокосмическом приборостроении, чаще всего как связующее звено между центральной магистралью (например, MIL-STD-1553B) и множеством вспомогательных датчиков и механизмов, подключение которых к центральной магистрали не всегда целесообразно. Вариант шины CAN для легкой авиации со скоростью передачи 72 Кбит/с известен как LAMBus (Light Aircraft Multiplexed Bus).

## 4.5. Обмен двуполярным кодом по ARINC 429

В настоящее время это самый распространенный способ обмена информацией на гражданских ЛА. Основной принцип передачи информации: источник, имеющий информацию для передачи, выдает ее всем, кому она нужна. При этом используется последовательная передача, вся информация выдается по витой и экранированной паре проводов – *кодовой линии связи*. Передача информации в обратном направлении по этой же паре проводов запрещена, при необходимости используется отдельная линия. Все приемники, заинтересованные в информации от данного источника, подключаются к этой паре проводов и каждый выбирает из передаваемой информации то, что ему требуется. Передача, как правило, асинхронная, т.е. источник передает данные по мере готовности, а приемник должен быть готов в любой момент принять передаваемые данные или, по крайней мере, поместить их в буфер, чтобы они не пропали. Уведомление источника о том, что данные приняты верно, не предусматривается. Основная информация передается циклически, поэтому неверно принятые данные могут быть приняты в следующем цикле. Интервал передачи для разного вида данных колеблется от 10 мс до 1 с.

**Информационные характеристики.** Основной элемент информации – 32-разрядное цифровое слово. Структура слова изображена на рис.4.22.

Первые 8 разрядов слова используются для идентификации содержащейся в слове информации или для идентификации его применения. В ARINC 429 эти 8 разрядов называются *label* – «ярлык», но в отечественной традиции принято называть их *адрес*. Каждый источник может выдавать до 255 слов с разными адресами (нулевой адрес не используется). Всем основным параметрам, используемым на ЛА, заранее установлены адреса. Для тех параметров, которые в стандарте не упоминаются, адреса выбирает разработчик системы.

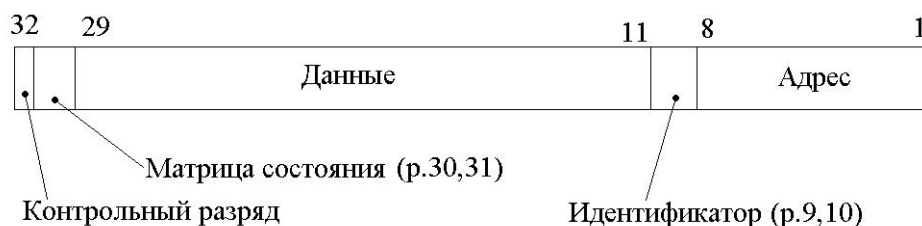


Рис.4.22. Структура слова по ARINC 429

Разряды 9,10, *идентификатор источника*, используются для указания номера источника информации, если их несколько (например, 2 независимых канала системы). Эти разряды могут также использоваться для указания номера приемника, которому адресована информация.

Разряды с 11 по 29 отведены для данных. В зависимости от типа данных предусматривается 5 основных типов слов:

двоичный код (ДК);  
двоично-десятичный код (ДДК);  
слова дискретных сигналов (СДС);  
данные техобслуживания;  
цифробуквенная информация.

Данные ДК содержат значение параметра в двоичном дополнительном коде. Старший значащий разряд числа – 28, его вес равен половине от максимального значения, выбранного для параметра. Отрицательные числа кодируются как двоичное дополнение положительной величины, а знак передается в 29 разряде:

0 – это плюс, север, восток, вправо, вверх, к;  
1 – это минус, юг, запад, влево, вниз, от.

Угловые величины кодируются в пределах от 0 до 179,999°. Угловые величины  $\alpha$  от 180° до 359,999° кодируются отрицательными числами - как двоичное дополнение угла (360- $\alpha$ ). Например, угол 181° кодируется как двоичное дополнение числа 179.

Слова ДДК содержат 5 цифр. Каждая цифра кодируется тетрадой – 4 разрядами (старшая тетрада – неполная, содержит только 3 разряда с 27 по 29). Эти 4 разряда представляют цифру в двоичном коде: «0000» – это 0, «0001» – это 1, «0010» – это 2 и т.д.

Слова СДС содержат дискретные сигналы – по одному сигналу в каждом разряде информационной части слова. Наличие сигнала передается одним состоянием разряда (например, «1»), а отсутствие – другим (например, «0»). Дискретные сигналы могут также передаваться в младших, неиспользуемых разрядах слов ДК и ДДК.

Цифробуквенная информация кодируется в алфавите ISO №5. В этом алфавите каждому символу – цифре, букве, спецсимволам - соответствует уникальный 8-разрядный код. В каждом слове передается по 2 символа.

ARINC 429 не предусматривает передачу графических данных, но подчеркивается, что при необходимости такой передачи может быть использован принцип кодирования символов, подобный алфавиту ISO №5, где каждый код будет означать не букву или цифру, а графический элемент – вектор, дугу и т.д.

Данные техобслуживания передаются массивами из нескольких слов. Каждое слово в массиве имеет один и тот же адрес, а матрица состояния указывает какое это слово – первое, промежуточное или последнее. В первом слове в разрядах 9-16 передается количество слов в массиве. Передача данных массивами позволяет значительно расширить разрядность данных (в обычных словах данные могут занимать только 21 разряд). Предполагается, что приемник знает, как интерпретировать поступающую информацию.

*Матрица знак/состояние* (в дальнейшем – матрица состояния) заполняется в соответствии с таблицей 4.1.

Таблица 4.1

Матрица знак/состояние

31	30	Тип данных			
		ДДК,СДС	ДК	ISO №5	Файл
0	0	+, к, север, восток, вправо, вверх	отказ	промежуточное слово	как ДДК или как ISO №5
0	1	нет вычисленных данных	нет вычисленных данных	начальное слово	начальное слово
1	0	тест	тест	конечное слово	конечное слово
1	1	-, от, юг, запад, влево, вниз	нормальная работа	управляющее слово	как ДДК или как ISO №5

Матрица состояния «Нет вычисленных данных» означает, что информация в слове недостоверна, но по иным причинам, нежели отказ самой системы. Матрица «Отказ» в словах ДК означает именно отказ самой системы. Для других типов слов сообщение об отказе не предусматривается, система-источник просто должна прекращать выдачу тех слов, которые она не может выдавать правильно. Матрица «Тест» может выдаваться:

в информационных словах, и в этом случае в слове передается результат выполнения теста, например, при наземном контроле исправности оборудования;

в управляющих словах, и в этом случае это – команда выполнить тест.

В составе каждого слова передается *контрольный разряд*. Это 32-й разряд слова, его содержимое заполняется передатчиком при выдаче слова так, чтобы общее число единиц в слове было нечетным. Контроль четности при приеме слова позволяет приемнику определить наличие единичного сбоя и не использовать такое недостоверное слово.

Неиспользуемые разряды слов заполняются нулями.

Наряду с передачей отдельных слов, предусматривается возможность передачи файлов. *Файл* может содержать от 1 до 127 записей. Каждая запись может содержать от 1 до 126 слов данных в формате ДК или в цифробуквенном формате. Передача файла происходит по протоколу «запрос-ответ», при этом между передатчиком и приемником должно быть 2 линии связи – по одной в каждом направлении. Передатчик, имеющий данные для посылки, передает в свою линию слово «Запрос на посылку». Приемник по своей ответной линии отвечает «Свободно». Затем передатчик посылает файл, заполняя матрицу состояния для начального, промежуточных и конечного слов. Приемник обрабатывает информацию из конечного слова и если ошибок при передаче не обнаружено, отвечает «Принято». В противном случае передача повторяется.

Предусмотрено две скорости передачи информации: 100 Кбит/с  $\pm$  1% и 12-14,5 Кбит/с. При этом не рекомендуются скорости 13,6 Кбит/с и ровно 100 Кбит/с, так как на частотах 13,6 КГц и 100 КГц работают бортовые



радиосистемы. Выбранная частота должна поддерживаться со стабильностью 1%.

Синхронизация производится по паузе между словами, длительность которой должна быть не менее 4 бит. Первый же разряд после паузы – это первый разряд следующего слова.

**Электрические характеристики.** Используется трехуровневая модуляция сигнала: высокий уровень, ноль, низкий уровень (рис.4.23), высокий уровень соответствует логической «1», низкий – логическому «0», а нулевой уровень означает паузу между передаваемыми битами.

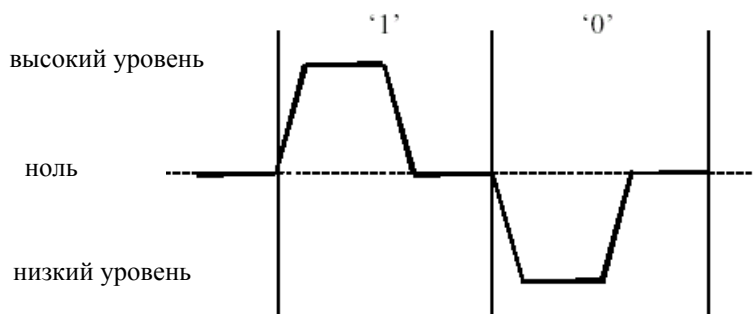


Рис.4.23. Передача «1» и «0»

Передатчик выдает по двум проводам «а» и «в» дифференциальный выходной сигнал  $U_{ab}$ , сбалансированный относительно корпуса (рис.4.24). При этом амплитуда сигнала по сравнению с отдельными сигналами в линиях  $U_a$  и  $U_b$  удваивается.

Уровни напряжения, обеспечиваемые передатчиком в режиме холостого хода, приведены в таблице 4.2.

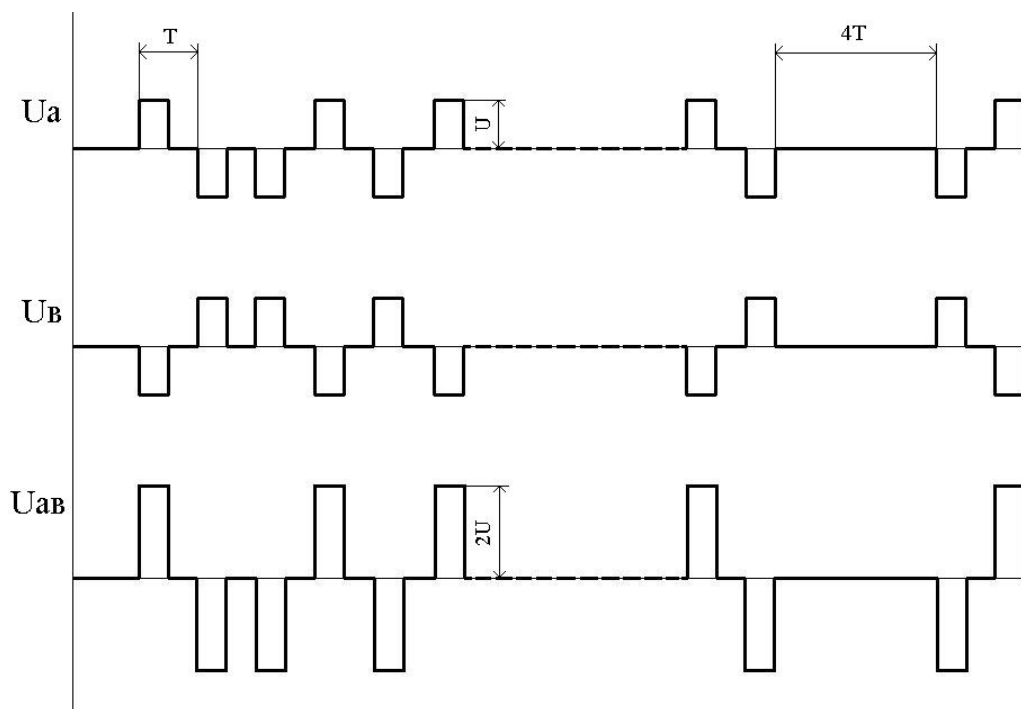


Рис.4.24. Форма сигналов в кодовой линии связи

Таблица 4.2

**Уровни сигналов в КЛС**

Точка измерения	Уровень напряжения, В		
	Высокий	Ноль	Низкий
между линиями «а» и «b» $U_{ab}$	$+10\pm 1$	$0\pm 0,5$	$-10\pm 1$
между линией «а» и корпусом $U_a$	$+5\pm 0,5$	$0\pm 0,25$	$-5\pm 0,5$
между линией «b» и корпусом $U_b$	$-5\pm 0,5$	$0\pm 0,25$	$+5\pm 0,5$

Приемник же должен обеспечивать прием информации при следующих уровнях напряжений:

высокий  $+6,5...13$  В;

ноль  $+2,5...-2,5$  В;

низкий  $-6,5...13$  В.

Когда сигнал попадает в неопределенную зону между уровнями желательно, чтобы приемник прекращал прием данных. Причем, приемник должен принимать дифференциальный входной сигнал (между линиями «а» и «b»), а не напряжения между «а»/«b» и корпусом). Это обеспечивает помехозащищенность.

Недостатком такого способа передачи является то, что если передается неравное количество нулей и единиц, это приводит к передаче электрической энергии в реактивные элементы шины, т.е. шина может стать заряженной, вследствие чего конец сообщения искажается и затухает.

Выходное сопротивление передатчика ( $R_s$ ) должно составлять  $75\pm 5$  Ом и должно быть поровну разделено между линиями «а» и «b», чтобы обеспечивался сбалансированный по сопротивлению выход. Величина сопротивления выбрана из соображений согласования с кабелем.

Передатчик должен обеспечивать работу на следующую нагрузку:

общее сопротивление приемников (с учетом проводов) может составлять 400-8000 Ом;

общая емкость приемников (с учетом проводов) может составлять 1000-30000 пФ.

К линии может быть подключено до 20 приемников.

Приемник должен иметь следующие входные характеристики (рис.4.25):

- дифференциальное входное сопротивление  $R_i$  не менее 12 кОм;
- дифференциальная входная емкость  $C_i$  не более 50 пФ;
- сопротивление относительно земли ( $R_n$  и  $R_g$ ) не менее 12 кОм;
- емкость относительно земли ( $C_n$  и  $C_g$ ) не более 50 пФ.

Общее сопротивление приемника, измеренное на его входных контактах, должно быть не менее 8000 Ом.

Экраны витой пары проводов должны быть соединены с обоих концов и во всех местах разрыва с корпусом ЛА как можно ближе к разъему.

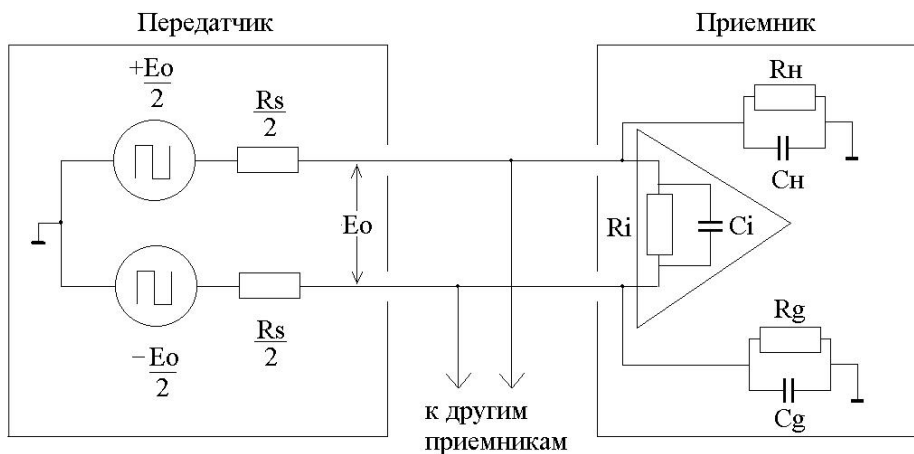


Рис.4.25. Схема передачи сигнала по ARINC 429

**Отечественные стандарты.** Передачу информации последовательным кодом на отечественных ЛА регламентирует документ РТМ 1495-75 с изменением 3. Он почти полностью соответствует ARINC 429, но имеет следующие особенности:

если система в состоянии выдавать данные ДК, но с пониженной точностью, то в матрице состояния указывается «Нормальная работа», а о пониженной точности сигнализирует «1» в 11 разряде.

допускаются скорости передачи информации 50/250/1000 Кбит/с.

несколько отличаются требования к уровням и фронтам импульсов.

Выпущенный ранее и действующий до сих пор ГОСТ 18977-79 устанавливал, что последовательный код может передаваться также со скоростями 12/48 Кбит/с с точностью  $\pm 25\%$ . Кодовая посылка может содержать от 12 до 32 разрядов, из которых 4 или 8 может занимать адрес. Кроме того, разрешалась передача информации параллельным кодом и импульсными посылками со следующими уровнями сигнала: отсутствие сигнала – от 0 до 0,44 В, наличие сигнала - от 2,4 до 5 В при токе 1-10 мА. Фронты импульсов должны быть не более 20% от длительности импульса.

В настоящее время в части передачи кода ГОСТ 18977-79 устарел и предписанные им виды передачи последовательного, параллельного кода и импульсных посылок на новых ЛА не применяются.

#### 4.6. Мультиплексный канал MIL-STD-1553B

Мультиплексный канал информационного обмена (МКИО) впервые появился в 1973г. и использовался в своем первоначальном виде на истребителе F-15. Позднее он был принят в качестве стандартного бортового интерфейса в США (военный стандарт MIL-STD-1553B), а затем и в других странах (британский стандарт Def Stan 00-18, Part 2; стандарт НАТО STANAG 3838; стандарт Air Standard 50/2 комитета Air Standardization Coordinating Committee, отечественный ГОСТ 26765.52-87). В настоящее время МКИО

используется на большинстве военных самолетов. Его широкое распространение и долгая жизнь связана со следующими достоинствами.

- *Линейная топология.* Такая топология идеально подходит для распределенных комплексов оборудования подвижных объектов. По сравнению с радиальными связями (например, ARINC 429) резко уменьшается количество связей, тем самым экономятся масса и габариты оборудования. Во-вторых, упрощается конструкция и техобслуживание. В третьих, повышается гибкость: при такой топологии легко подключать новые устройства или исключать какие-то из имеющихся.
- *Надежность.* В МКИО шина дублирована и обеспечивается автоматическое переключение на резервную шину при отказе основной.
- *Детерминизм.* Протокол «команда-ответ» обеспечивает работу в реальном масштабе времени, что крайне важно для критических функций.
- *Поддержка неинтеллектуальных терминалов.* Предусмотрена возможность подключения простых терминалов – датчиков, исполнительных устройств.
- *Высокая устойчивость к отказам.* Электрическая изоляция терминала путем подключения его через развязывающий трансформатор обеспечивает нормальную работу шины при отказе терминала.
- *Широкая доступность компонентов.* Микросхемы для этого вида интерфейса повсеместно производятся.

Несмотря на то, что в последние годы МКИО испытывает все возрастающую конкуренцию со стороны высокоскоростных интерфейсов, в первую очередь – Fibre Channel (раздел 4.7), он по-прежнему очень популярен. Дело здесь не только в том, что он очень распространен и хорошо подходит для бортового применения. МКИО гарантирует очень маленькую величину задержки информации: даже меньше, чем Fibre Channel. А для очень многих систем БО полосы пропускания МКИО вполне достаточно для решаемых им задач. Кроме того, в последние годы производительность этого интерфейса удалось существенно поднять (об этом будет рассказано ниже).

В состав МКИО (рис.4.26) входят контроллер, оконечные устройства и магистральная линия передачи информации. Контроллер управляет обменом информацией, контролирует состояние оконечных устройств и свое собственное. Конструктивно он выполняется либо в виде отдельного устройства, либо входит в состав БЦВМ. Оконечное устройство (ОУ) принимает и выполняет адресованные ему команды контроллера, осуществляет сопряжение бортового оборудования с линией передачи информации, контролирует передаваемую информацию, выполняет самоконтроль и передает результаты контроля в контроллер. Оконечное устройство конструктивно либо входит в состав бортового оборудования или БЦВМ, либо выполняется в виде отдельного устройства.

Необходимая надежность системы связей достигается путем резервирования линии передачи информации.

Скорость передачи в канале 1 Мбит/с. Скорость передачи собственно информации (т.е. с учетом временных затрат на передачу служебной информации, синхронизацию и т.п.) составляет 680-730 Кбит/с.

Способ обмена информацией - асинхронный.

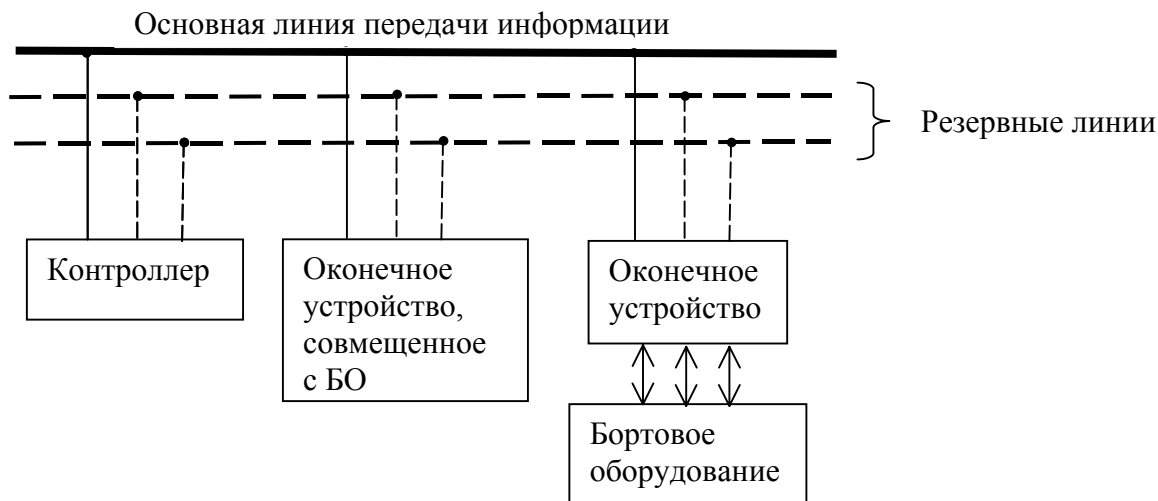


Рис.4.26. Мультиплексный канал информационного обмена

**Информационные характеристики.** Обмен информацией в МКИО осуществляется двумя способами: с использованием принципа «команда-ответ» или в широковещательном режиме. В первом случае обмен осуществляется между двумя устройствами (от контроллера к ОУ или от ОУ к контроллеру или от одного ОУ к другому ОУ), при передаче в широковещательном режиме источник одновременно передает одну и ту же информацию нескольким приемникам.

Информация передается 20-разрядными словами. Каждое слово состоит из синхросигнала, 16 информационных разрядов и разряда для контроля всего слова по четности (по модулю 2).

В состав передаваемых сообщений могут входить три типа слов: командные, информационные и ответные (рис.4.27).

Синхросигнал служит для настройки приемника на прием слова. Синхросигнал занимает 3 разряда слова. Как показано на рисунке, синхросигнал для разных типов слов имеет разную форму.

*Командные слова* могут выдаваться только контроллером и содержат всю необходимую информацию для организации цикла обмена. В командном слове за синхросигналом следует поле «адрес оконечного устройства». Каждому ОУ присваивается определенный 5-разрядный адрес (кроме двоичного адреса «11111», который резервируется для идентификации режима широковещательной передачи), таким образом количество ОУ в МКИО не может превышать 31. В следующем разряде передается признак «прием/передача», он указывает оконечному устройству, какая операция от

него требуется - передача («0») или прием («1») информации. 5-разрядное поле «подадрес/режим управления» используется для идентификации передаваемой информации. Нулевое значение подадреса («00000») является признаком того, что в следующем поле передается не число слов, а код команды управления. Содержимое поля «число слов/команда управления» указывает оконечному устройству на количество информационных слов, принимаемых или выдаваемых в одном сообщении, или на код конкретной команды управления.

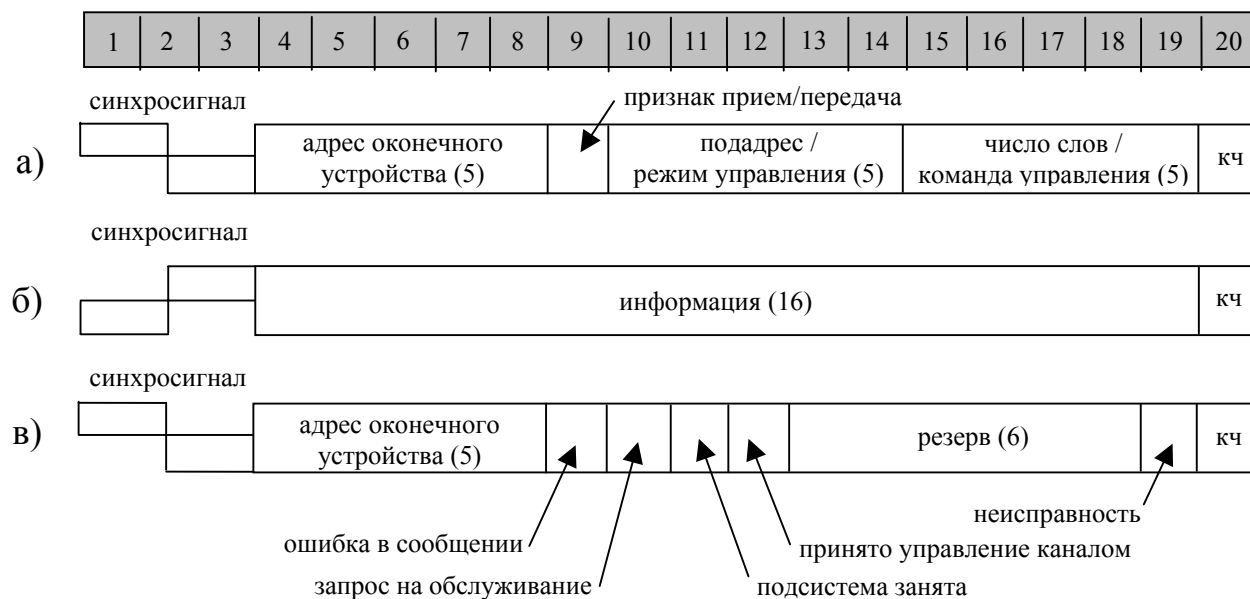


Рис.4.27. Форматы слов: а) командное, б) информационное, в) ответное  
кч – разряд контроля на четность

*Информационные слова* содержат текущие значения различных параметров. Информационное слово начинается с синхросигнала, но в этом слове синхросигнал противоположен по фазе синхросигналу командного слова. Следом за синхросигналом в 16 разрядах передается информация. Значения параметров передаются двоичным кодом и первым передается старший значащий разряд. Число разрядов, необходимое для представления информации, соответствует требуемой точности или разрешающей способности. Информационные параметры, для представления которых необходимо более 16 двоичных разрядов, передаются последовательно с помощью двух информационных слов. Причем в первом передаются информационные разряды большего веса, во втором — меньшего.

*Ответные слова* содержат поле адреса оконечного устройства и различные признаки. Разряд «ошибка в сообщении» указывает на результат проверки оконечным устройством правильности передачи последнего сообщения, причем логическая единица этого разряда указывает на ошибку в сообщении, а логический ноль - на ее отсутствие. Разряд «запрос на обслуживание» устанавливается в состояние логической единицы для

сообщения контроллеру, что оконечное устройство выставляет запрос на обслуживание. Состояние логической единицы разряда «подсистема занята» указывает контроллеру на то, что подсистема не может передать данные оконечному устройству. Установка разряда «принято управление каналом» в состояние логической единицы производится в ответ на соответствующую команду контроллера («принять управление каналом») для сообщения этому контроллеру того факта, что другой контроллер, в котором сформировано данное ответное слово и который до настоящего момента работал в режиме оконечного устройства, принял на себя управление каналом.

**Электрические характеристики.** Магистральные линии МКИО реализуются с помощью симметричных кабелей на основе скрученной, экранированной пары проводов или волоконно-оптической линии связи.

Магистральная линия передачи информации состоит из магистральной шины и шлейфов, с помощью которых подключаются ОУ (рис.4.28).

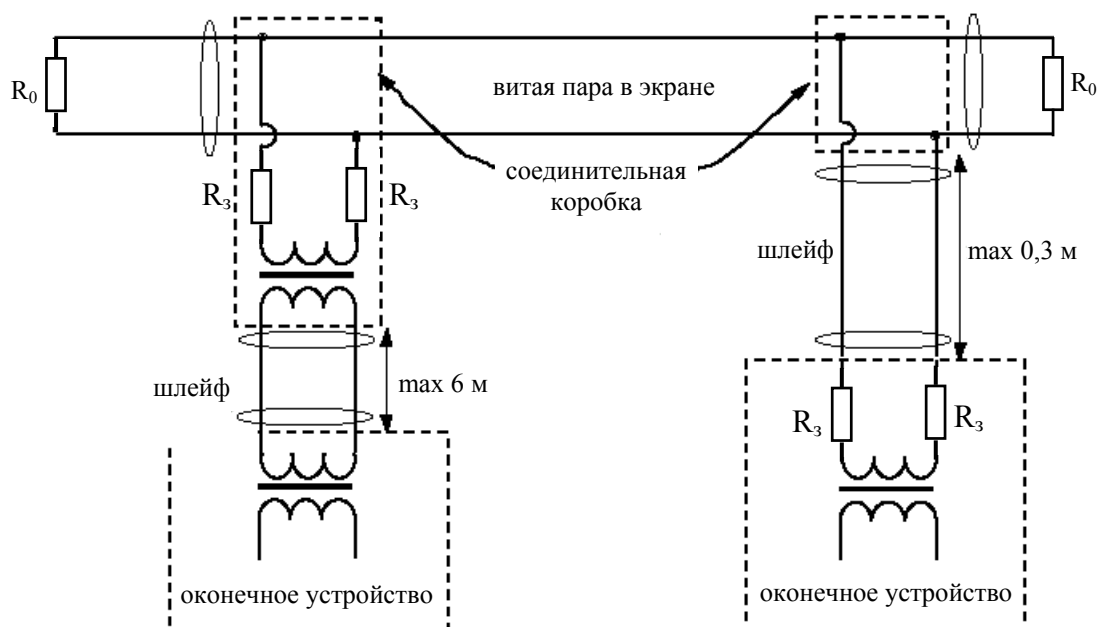


Рис.4.28. Подключение к МКИО

Количество шлейфов, подключаемых к магистрали, не превышает 31. Согласование магистрали на ее концах обеспечивается согласующими сопротивлениями так, чтобы  $R_0 = Z_k$ , где  $R_0$  - величины сопротивлений на концах информационной магистрали, а  $Z_k$  - волновое сопротивление кабеля.

В состав шлейфов входят защитные сопротивления, отрезок кабеля, один или два трансформатора. Защитные сопротивления  $R_3$  обеспечивают возможность функционирования магистрали при коротких замыканиях в отдельных шлейфах. Трансформатор оконечного устройства осуществляет гальваническую развязку. Согласующий трансформатор обеспечивает

согласование шлейфа с информационной магистралью. Шлейфы могут подсоединяться к магистрали как поодиночке, так и группами.

Электрические параметры МКИО определялись исходя из условия получения минимальных искажений сигнала, они имеют следующие значения:

$$R_0=75 \text{ Ом};$$

$$R_3=56 \text{ Ом};$$

волновое сопротивление кабеля шлейфа с одним трансформатором  $Z_{\text{шл}}=150 \text{ Ом}$ , с двумя трансформаторами  $Z_{\text{шл}}=75 \text{ Ом}$ ;

максимальные размеры магистральной шины и шлейфов соответственно 100 и 6 м;

затухание амплитуды информационного сигнала на отрезке кабеля длиной 1 м при частоте 1 МГц не более 0,05 дБ;

коэффициенты трансформации  $n_1=1:1$  для трансформатора ОУ и  $n_2=1,4:1$  для согласующего трансформатора.

Передача информации в МКИО осуществляется последовательным цифровым кодом с выделением синхронизирующих сигналов из передаваемого кода. Длительность одного разряда информационного сигнала составляет  $T_0=1$  мкс. Для передачи информации используются биполярные двухуровневые фазоманипулированные сигналы без возвращения к нулю – т.наз. код «Манчестер II». Формы представления единицы и нуля с помощью сигналов данного типа показаны на рис.4.29. Применение таких сигналов обеспечивает максимального отношения сигнал—шум, соответственно уменьшается вероятности ошибочного приема отдельного бита информации.

Размах выходного сигнала ( $2U_0$ ) составляет 18-27 В.

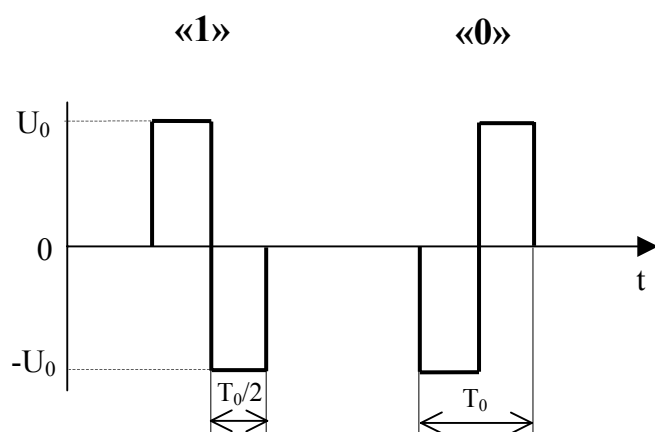


Рис.4.29. Форма единицы и нуля

**Контроль передачи информации.** При выборе способов контроля передаваемой информации основная проблема заключается в обеспечении заданных, достаточно высоких показателей достоверности передачи информации при минимальных затратах на нужды контроля. Исходя из этого критерия, в МКИО приняты следующие способы контроля.



Пословный контроль обеспечивается проверкой каждого принятого слова на соответствие следующим условиям:

началом слова является синхросигнал с соответствующими параметрами; следующие за синхросигналом 17 информационных сигналов слова удовлетворяют проверке на четность, для чего и используется последний 17-й разряд.

В случае, если эти условия не выполняются, слово считается недостоверным, т. е. переданным с ошибкой.

Контроль сообщений (группы слов) обеспечивается за счет:

подсчета фактического количества переданных информационных слов и определения соответствия этой величины их заданному количеству в контрольном слове;

анализа длительности пауз между отдельными словами, которые должны находиться в пределах 4-12 мкс.

При обнаружении любой из ошибок сообщение считается недостоверным и контроллер производит в этом случае повторную передачу сообщений, максимальное количество которых, до того как будет сформирован сигнал отказа оборудования, определяется в зависимости от функционального назначения комплекса бортового оборудования.

**Разновидности МКИО.** Существует симплексная и полудуплексная разновидности МКИО в которых сохранены все характеристики MIL-STD-1553B, но передатчик на канале только один, а если требуется обратная связь, протягивается еще один канал в обратном направлении – как в ARINC 429. Есть также упрощенная шина для неинтеллектуальных устройств. Перечисленные разновидности описываются британским стандартом Def Stan 00-18 (Part 3, Part 7).

Электрические характеристики МКИО используются и в совершенно другой сфере – для передачи метеоинформации от бортового метеорадиолокатора в систему индикации. Эта передача определена стандартом ARINC 708. Слова же имеют другой формат и длина слова не 20, а 1600 разрядов.

Разновидностью МКИО является также высокоскоростная шина передачи данных, которая принята в качестве стандарта стран НАТО - STANAG 3910.

Несмотря на свои положительные качества, применение МКИО на перспективных ЛА затруднено из-за невысокой по современным меркам скорости передачи информации – 1 Мбит/с. Стремление сохранить имеющийся огромный задел и в то же время повысить пропускную способность канала привело к созданию STANAG 3910. Такая шина используется на самолетах Eurofighter (под названием EFAbus) и Rafale. Отечественный стандарт на эту шину – ГОСТ Р-50832-95.

Эта шина на самом деле состоит из двух шин (рис.4.30): высокоскоростной со скоростью передачи 20 Мбит/с и обычного МКИО со скоростью передачи 1 Мбит/с.

В качестве среды передачи обеих шин может использоваться как волоконно-оптический, так и обычный медный кабель. В любом случае для кодирования информации и в высокоскоростной, и в низкоскоростной шинах используется тот же код «Манчестер II».

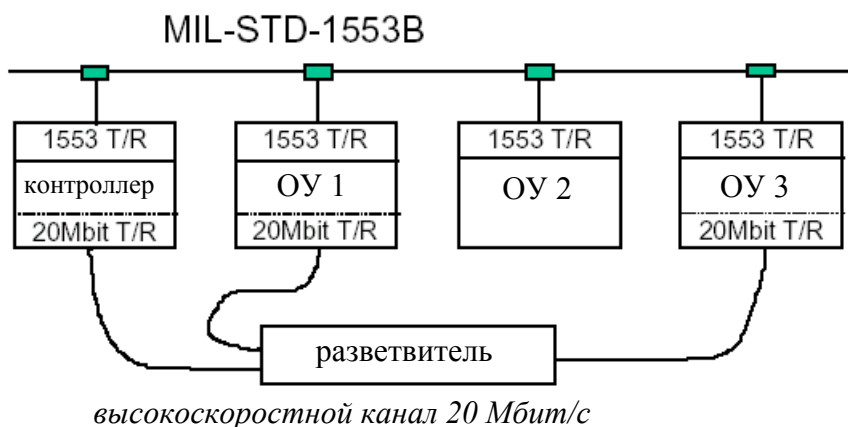


Рис.4.30. Структура связи по STANAG 3910

Как и в MIL-STD-1553B, в системе есть контроллер, который по низкоскоростной шине управляет доступом к высокоскоростной шине, по которой и передается информация. Все подключенные к шинам оконечные устройства прослушивают обе шины, но только те ОУ, чей адрес упомянут в заголовке передаваемого сообщения, могут копировать его с шины. Количество ОУ по-прежнему ограничено 31.

Очередность передачи данных определяется жестким расписанием, по которому контроллер инициирует очередное ОУ после окончания предыдущей передачи. Существует и другой, более гибкий вариант арбитража: одновременно с ведущейся по высокоскоростной шине передачей информации, по низкоскоростной шине контроллером организуется цикл опроса, во время которого он выясняет у всех ОУ, есть ли у них данные для передачи, а затем составляет расписание передач с учетом приоритета сообщений. Такой способ позволяет включать в передачу не только периодические данные, но и аperiodические, порождаемые какими-то событиями.

Информация передается по высокоскоростной шине блоками по 32 слова, одна передача может содержать до 128 блоков, то есть всего 4096 16-разрядных слов. Структура передаваемого сообщения показана на рис.4.31.

Передача начинается с преамбулы *PR* (Preamble), которая используется приемником для синхронизации. Затем следует поле «начало передачи» *SD* (Start Delimiter). Оно, как и завершающее передачу поле «конец передачи» *ED* (End Delimiter) передается неправильным кодом «Манчестер II» и тем самым легко различается. Между ними передаются следующие поля: «управление» *FC*, «адрес источника» *PA*, «адрес приемника» *DA*, «количество слов» *WC*,

«контрольный код» FCS. На рисунке показан размер каждого поля в словах (сверху) и в байтах (снизу).

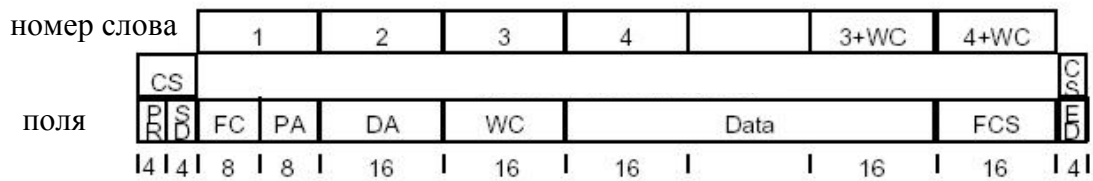


Рис.4.31. Передача сообщения по высокоскоростной шине

Использование низкоскоростной шины для управления системой ограничивает общую пропускную способность. Так, реальная скорость передачи массива из 16 слов (с учетом временных затрат на организацию передачи) будет не 20 Мбит/с, а только 3,2 Мбит/с.

На базе STANAG 3910 разработан еще один стандарт – его симплексная разновидность STANAG 7040. В этой системе только один передатчик, поэтому не требуется контроллер и низкоскоростная шина.

Еще одна современная разновидность МКИО – EBR-1553. Стандарт на этот интерфейс подготовлен организацией SAE. EBR-1553 – это высокоскоростная (10 Мбит/с) версия MIL-STD-1553B, сохраняющая тот же протокол и, следовательно, позволяющая использовать уже разработанное программное обеспечение, но в то же время предоставляющая преимущества более высокой скорости передачи данных. В системе по-прежнему контроллер и до 31 ОУ, однако они не связаны мультиплексной магистралью обмена, а соединены в сеть с топологией «звезда». И контроллер, и ОУ подключены к центральному переключателю отдельной радиальной связью «точка-точка», при этом на физическом уровне используется совсем иной интерфейс – RS-485.

#### 4.7. Fibre Channel

Fibre Channel (FC) описывают более 20 стандартов ANSI. Часть из них уже принята, остальные циркулируют в виде проектов. Основные стандарты – FC-PH (ANSI X3.230-1994), FC-AL (ANSI X3.272-1996), SCSI-FCP (ANSI X3.269-1996). Для авиационного применения FC разработан специальный стандарт FC-AE.

Fibre Channel начали разрабатывать в 1988г. в качестве интерфейса периферийных устройств в сетях хранения данных. Впоследствии стало ясно, что Fibre Channel можно использовать и в качестве сетевого интерфейса общего назначения. К настоящему времени этот интерфейс широко применяется в компьютерной промышленности. Он используется и в военных приложениях, в том числе авиационных, например, на американских самолетах

E-3C Sentry, B-1 и F/A-18, F-16 E/F block 60, на вертолетах RAH-66 и AH-64D. На истребителе нового поколения F-35 Fibre Channel будет основным интерфейсом, объединяющем все важнейшие системы самолета. Рассматривается вопрос о принятии FC в качестве военного стандарта взамен MIL-STD-1553B. Такой успех FC обеспечили следующие его привлекательные качества.

Обеспечивается высокая скорость передачи, в то же время скорость может масштабироваться в широких пределах в зависимости от конкретной ситуации – от 133 Мбит/с до 4 Гбит/с. Обычной скоростью при последовательной передаче сегодня является 1 Гбит/с. За счет используемой 20-процентной избыточности, применяемой при кодировании информации, реальная пропускная способность FC 0,8 Гбит/с. С учетом служебной информации реальная пропускная способность была бы еще ниже, но для того, чтобы этого не произошло, сейчас используется чуть повышенная скорость передачи - 1,0625 Гбит/с. Таким образом реальная пропускная способность составляет ровно 100 Мбайт/с. Поддержка стандарта в коммерческом секторе гарантирует дальнейшее повышение скорости (FC со скоростью 10 Гбит/с уже находится в разработке) .

Наряду с высокой скоростью FC также может обеспечить гарантированную доставку информации с малой задержкой, что крайне важно для авиационных приложений, работающих в реальном масштабе времени.

Полезным свойством является отделение протоколов транспортного уровня от физического интерфейса. В основу FC положена методика простого перемещения данных из буфера передатчика в буфер приемника, при этом совершенно неважно, как обрабатываются данные индивидуальными протоколами до и после помещения в буфер, вследствие чего тип передаваемых данных (команды, пакеты или кадры) не играет никакой роли. Поэтому разные приложения могут одновременно использовать разные протоколы, например, SCSI, TCP/IP, Virtual Interface и AudioVideo.

Гибкость FC проявляется и в других отношениях. Можно строить сети и с коммутацией пакетов, и с коммутацией каналов. Можно организовывать как каналы передачи данных, так и сети. Поддерживается как надежная передача данных (без потерь), так и допускающая потери передача речи и видео. Возможна как направленная, так и широковещательная передача.

В качестве среды передачи может быть использована витая пара, коаксиальный или твинаксиальный кабели, многомодовое или одномодовое волокно, смешанный вариант. Дешевый коаксиальный кабель позволяет передавать информацию со скоростью 1 Гбит/с на расстояние до 25 м, многомодовый оптоволоконный кабель может использоваться на расстояниях до 500 м, а одномодовый – до 10 км.

Источниками света могут служить как мощные длинноволновые OFC лазеры, так и менее дорогие non-OFC.

Линейная топология типа MIL-STD-1553В имеет ограниченную пропускную способность. FC поддерживает коммутируемые топологии, обеспечивающие гораздо большую пропускную способность.

Принятый способ кодирования информации 8В/10В обеспечивает очень высокую достоверность передачи.

Распространенность FC в коммерческом секторе служит гарантией поддержки и развития этого интерфейса в будущем и позволяет снизить стоимость авиационных изделий за счет использования результатов коммерческих разработок.

Проблемой является отсутствие в настоящее время коммерческих компонентов FC (переключателей, концентраторов), соответствующих жестким авиационным требованиям. Из-за этого пока невозможно строить разветвленные сети и приходится ограничиваться радиальными связями «точка-точка».

**Топологии.** FC обеспечивает обмен информацией между устройствами, которые называются узлами или портами. Несмотря на то, что FC напоминает обычную вычислительную сеть, используемый механизм контроля потоков никак не связан с топологией среды распространения и базируется на совершенно иных принципах. Чтобы подчеркнуть это отличие разработчики назвали множество связанных между собой узлов не сетью (network), а *структурой* (fabric). Максимальное количество узлов в структуре -  $2^{24}$ , т.е. более 16 миллионов.

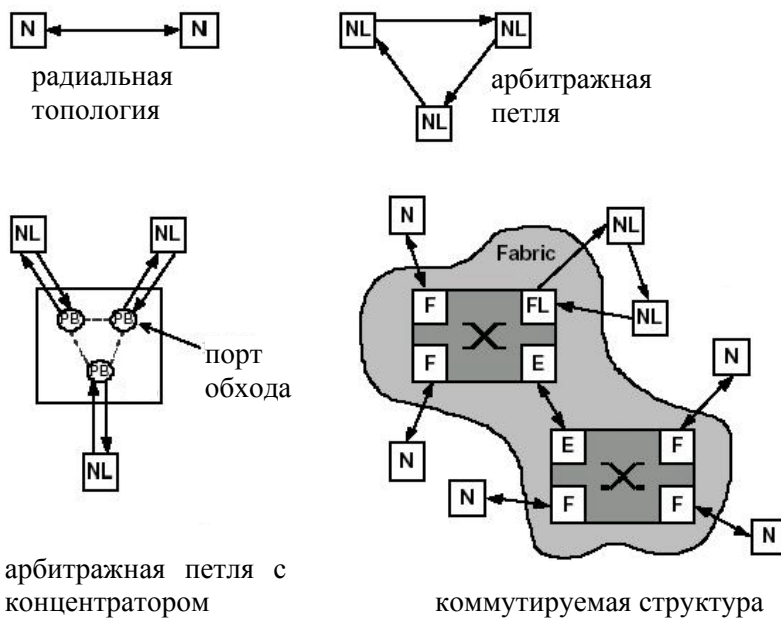


Рис.4.32. Топологии Fibre Channel

Каждый узел при подключении к структуре FC проходит процедуру регистрации и получает информацию об адресах и возможностях всех остальных узлов, на основании чего становится ясно, с кем из них он сможет

работать и на каких условиях. Информация о топологии структуры FC ему не нужна и не предоставляется, так как доставку информации к указанному отправителем узлу обеспечивает сама структура.

Существуют три возможные топологии Fibre Channel (рис.4.32): радиальная (point-to-point), арбитражная петля (arbitrated loop) и коммутируемая структура (switched fabric).

При радиальной топологии между двумя узлами обеспечивается непосредственное дуплексное соединение. Узлы такого типа в Fibre Channel называются N\_портами.

*Арбитражная петля* имеет топологию «кольцо», максимальное число узлов в кольце – 127. Узлы арбитражной петли называются NL\_портами, по сравнению с N\_портами они должны выполнять дополнительные функции, связанные с функционированием кольца. Любой узел в кольце может принять участие в арбитраже, получить в результате контроль над кольцом, установить логическое соединение с другим узлом и организовать передачу информации. Во время передачи все остальные узлы выполняют роль пассивных повторителей сигналов. Работе арбитражной петли предшествует процесс инициализации, когда каждому присваивается уникальный адрес. Всего предусмотрено 127 адресов и если узлов оказывается больше, то те из них, кому не достался адрес, не могут участвовать в обмене.

Недостатками топологии «арбитражная петля» являются:

невысокая надежность, т.к. выход из строя любого NL\_порта или соединительного кабеля размыкает петлю и делает ее неработоспособной;

очень ограниченные возможности одновременной передачи информации несколькими узлами;

длительный процесс инициализации, который требуется при добавлении или удалении NL\_порта.

В настоящее время наибольшее распространение получила арбитражная петля с концентратором, в котором соединение между соседними узлами реализуются внутри центрального концентратора (топология «звезда-кольцо»). Концентратор способен распознать и изолировать поврежденный NL\_порт путем автоматического подключения внутреннего резервного пути (порта обхода). Кроме того, в такой структуре больше возможностей управления и технического обслуживания, более удобна схема межпортовых соединений, легче изменять состав петли.

*Коммутируемая структура* (раздел 4.3) представляет собой один или несколько соединенных между собой коммутаторов, к портам которых подключаются узлы. В такой среде обеспечивается множество одновременных сеансов соединений между узлами, есть возможность обхода отказавших узлов или перегруженных коммутаторов. Порты коммутируемой структуры называют F\_портами, их задачи более сложны, по сравнению с портами типов N\_ и NL\_. Коммутаторы внутри коммутируемой структуры связываются между собой через E\_порты. Коммутируемая структура не только передает данные,

F\_порты и E\_порты выполняют управляющие и контрольные функции, могут ограничивать трафик. К коммутируемой структуре могут подключаться, как показано на рис.4.32, не только отдельные узлы, но и арбитражные петли. Этим достигается компромисс между группой узлов с низкой пропускной способностью, объединенных в кольцо, и узлами с большим трафиком, соединяемых непосредственно через среду. Порты для их подключения называются FL\_портами.

Взаимодействующие модули аппаратуры, связанные через среду, не обязательно располагать рядом, так как при высокой пропускной способности и малых задержках среды результат будет почти одинаков, где бы они ни находились.

**Информационные характеристики.** Базовым элементом и минимальной единицей передачи является слово. Слова содержат по 4 байта, однако передаются 40-битовыми последовательностями. Избыточность позволяет, во-первых, повысить достоверность передачи. Во-вторых, в целях предотвращения низкочастотных токов структура передаваемого сигнала должна быть сбалансирована постоянным чередованием «0» и «1» вне зависимости от присутствия в нем полезных данных. Это упрощает распознавание сигнала и снижает количество ошибок. Обе задачи решаются с помощью кодировки 8В/10В, при которой каждые 8 бит данных преобразуются в 10-битовые сбалансированные по количеству 0 и 1 последовательности. Для этого каждый планируемый к передаче байт преобразуется в четыре возможных комбинации для 10-битового представления, после чего выбираются две наиболее сбалансированные. Здесь действуют два простых правила - не менее 4 нулей и единиц в 10-битовой последовательности и не более четырех 0 или 1 подряд. Из двух 10-битовых последовательностей передается та, первый символ которой отличается от последнего символа предыдущей.

Слова могут содержать не только данные, но и служебную информацию. Признаком служебного слова является определенный код в первых 10 битах слова, тогда оно распознается, как служебное (ordered set) и в зависимости от содержимого остальных бит приобретает различную смысловую нагрузку.

FC оптимизирован для передачи больших блоков данных, поэтому предусматривает процедуры разбивки и последующей сборки пересылаемой информации. Минимальной единицей передачи является кадр. Размер кадра может колебаться от 9 до 537 слов. Кадр может нести до 2112 байт полезной информации. Если нужно передать больше, пересылка осуществляется несколькими последовательными кадрами, такая пересылка называется пакетом (дословно в FC она называется «последовательностью» - sequence). Набор пакетов, которыми обмениваются узлы для обслуживания работающего через них приложения, называется *обменом*. Обмен, понимаемый как диалог между двумя приложениями высокого уровня, является двунаправленным, и после своего начала может оставаться открытым сколько угодно долго. Такая

синтаксическая конструкция является отличительной чертой FC и позволяет ему поддерживать огромное количество протоколов одновременно. Следует заметить, что коммутируемая структура умеет работает исключительно с кадрами, доставляя их между отправляющим и получающим узлами. Она даже не подозревает о более сложных синтаксических конструкциях в виде пакетов или обменов, которые создаются и разбираются самими узлами. Структуры кадра, пакета и обмена изображены на рис.4.33.

Для снижения задержек и уменьшения электрических и температурных перепадов по кабелю постоянно и слитно передаются сигналы, никаких перерывов не допускается. Если узлу в данный момент нечего передавать, то посылаются слова-наполнители. Начало кадра определяется служебным словом «начало кадра» *SOF* (Start Of Frame). За *SOF* располагаются шесть слов заголовка *FH* (Frame Header). Первое слово заголовка содержит адрес маршрутизации по структуре FC. Остальные пять слов заголовка содержат: 1) идентификатор пакета, 2) идентификатор обмена, 3) номер данного кадра в пакете/обмене, 4) относительное смещение в оперативной памяти, 5) тип сообщений - SCSI, IP, AV, VI и т.д. Далее следуют информационные слова. Их количество в кадре может варьироваться от 0 до 528 и определяется передающим портом с учетом собственных возможностей и возможностей остальных портов, информацию о чем он получает во время инициализации. При необходимости между заголовком и информацией вставляется подзаголовок *OH*. После информационных слов передается слово с контрольной суммой *CRC* (Cyclic Redundancy Check), оно служит для проверки правильности передачи заголовка и информации. Завершается кадр служебным словом «конец кадра» *EOF* (End Of Frame).

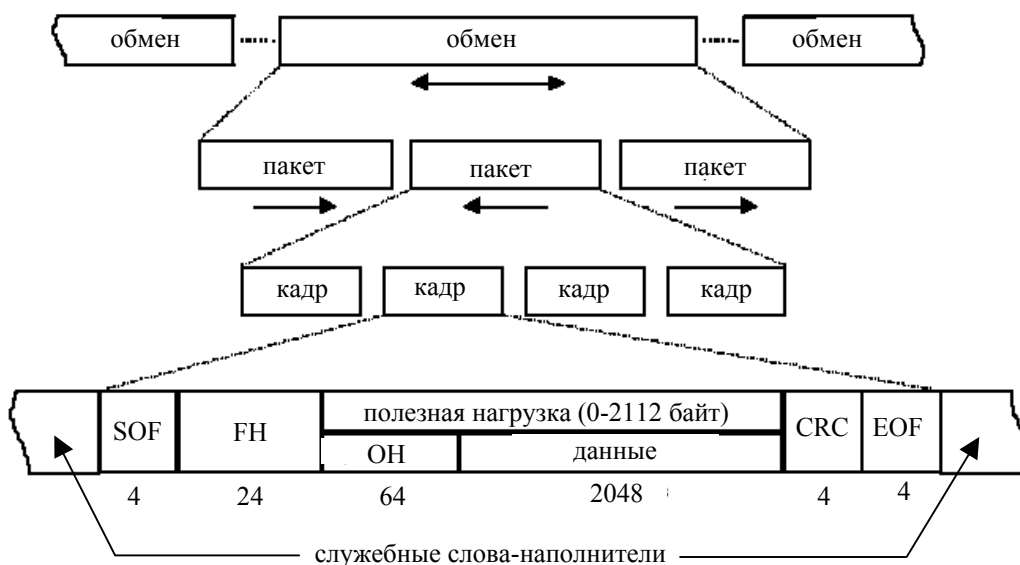


Рис.4.33. Кадры, пакеты и обмены



После завершения кадра N\_порт обязан также передать не меньше 6 слов-наполнителей. Как и в случае с кодировкой 8B/10B разработчики предпочли пожертвовать некоторой частью полосы пропускания для получения простого, недорогого и вместе с тем надежного механизма передачи. Дело в том, что узлы имеют слегка отличающиеся собственные опорные частоты. Узел с несколько меньшей собственной частотой посылает кадры несколько медленнее, чем принимает, поэтому во избежание наплыва кадров друг на друга вставляются слова-наполнители. С той же целью более быстрый узел может вставлять слова-наполнители, подстраиваясь под более медленного соседа.

Несколько последовательных кадров, несущих помещенную в них связанную информацию в виде файла данных, графики, программы или же IP-пакета, составляют пакет. Если при движении по коммутируемой структуре некоторые кадры будут задержаны, принимающий порт способен корректно собрать принятые кадры в блок данных на основании информации в заголовке пакета.

Каждое взаимодействие между приложениями в Fibre Channel происходит через обмен. Обмен имеет инициатора (originator) и ответчика (responder). Для начала обмена инициатор посылает первый кадр первого пакета обмена ответчику. В заголовке этого кадра инициатор присваивает обмену идентификатор и все кадры данного обмена будут возвращаться от ответчика с этим же идентификатором. Одновременно с этим ответчик присваивает собственное значение идентификатора в первом кадре своего первого пакета. После этого все дальнейшие кадры данного обмена содержат уникальные идентификаторы сторон, что позволяет точно установить принадлежность кадров при нескольких одновременных обменах. Когда обмен завершен, соответствующие значения идентификаторов освобождаются для использования в будущих обменах. Каждый узел способен начать и поддерживать до 64 тысяч обменов. Одновременно с этим он способен отвечать еще на 64 тысячи обменов.

Чтобы избежать переполнения узла сети, когда к нему поступает больше кадров, чем он успевает обработать, в FC предусмотрена простая процедура контроля потоков. Прежде, чем начать передачу, передатчик договаривается с приемником о том, по сколько кадров он может передавать.

Оригинальность синтаксической структуры Fibre Channel отличает его от остальных протоколов передачи. Во-первых, порт имеет возможность поддержки различных протоколов высокого уровня. Во-вторых, управление типами передачи выполняется на аппаратном уровне с минимальными микросекундными задержками. И, самое главное, все это происходит без участия системной шины, центрального процессора и операционной системы.

Кодирование 8B/10B позволяет приемнику убедиться в правильности передачи. Из 1024 возможных комбинаций единиц и нулей в каждой 10-битовой последовательности только 268 являются значащими: 256

используются при кодировании данных, еще 12 используются в служебных целях. В результате вероятность возникновения ошибки на переданный бит составляет  $10^{-12}$ , что на три порядка лучше, чем, например, в сетях SCSI или Ethernet. Наряду с этим контролем используется контроль на уровне кадра по переданной контрольной сумме CRC. Узел, который обнаружил неправильную кодировку 8B/10B или несовпадающую с контрольной сумму, может в поле EOF кадра указать признак ошибки. На уровне пакета проверяется последовательность кадров и различные таймеры. Действия в случае обнаружения ошибки могут быть разными и определяются протоколом верхнего уровня.

**Сервисы.** Чтобы удовлетворить требованиям разных приложений и приспособиться к разным типам данных, предусматриваются 5 классов обслуживания (сервисов).

*Класс 1* – это выделенное соединение, когда пользователю требуется полная пропускная способность канала, для чего устанавливается постоянное полнодуплексное логическое соединение между двумя узлами с подтверждением о приеме. Соединение устанавливается через коммутируемую структуру. Также этот вид сервиса используется при радиальной топологии.

*Класс 2* – это мультиплексная связь с гарантированной доставкой и получением подтверждения о приеме, но без установления логического соединения. Пропускная способность канала разделяется между конкурентными обходами всех участвующих узлов. Все кадры доходят до адресата, причем не обязательно строго в той последовательности, как были посланы. В случае, если линия перегружена, отправитель получает сигнал «занято» и повторяет посылку немедленно.

*Класс 3* – это мультиплексная связь без установления логического соединения и без гарантии доставки, когда требуется быстрая рассылка данных нескольким узлам без подтверждения приема.

Существует также и промежуточный класс сервиса, называемый *Intermix*, когда вся пропускная способность канала резервируется под выделенное соединение класса 1, но позволяет в моменты его неполной загрузки пропускать потоки классов 2 и 3.

*Класс 4* – это выделение части полосы пропускания для данного соединения, при этом устанавливается виртуальный канал передачи гарантирующий определенное качество соединения, в том числе своевременную доставку информации.

Класс 5 в FC пока не определен.

*Класс 6* подобен классу 1, но с широкоэмитальной передачей данных, т.е. данные передаются коммутируемой структурой сразу в несколько мест назначения.

В классах 1 и 6 FC позволяет установить приоритет сообщений для первоочередной передачи их через коммутируемую структуру к месту назначения.

Известна разновидность FC под названием «Channel 1», разработанная фирмой DY 4 Systems Inc специально для авиационного применения. В этом интерфейсе предусмотрены дублирование, изоляция отказов, а также встроенные средства контроля. Для него разработаны микросхемы, удовлетворяющие жестким требованиям авиационного применения.

Авиационный вариант FC-AE переносит на FC архитектуру MIL-STD-1553B. Это позволяет сохранить существующую структуру борта и в то же время использовать высокую пропускную способность Fibre Channel. Выше уже рассматривался аналогичный интерфейс EBR-1553 (раздел 4.6).

#### 4.8. Бортовая сеть Ethernet

Сеть Ethernet описывается стандартами IEEE 802.3 (10 Мбит/с) и 802.12 (100 Мбит/с). Кроме того, уже внедрен так называемый Gigabit Ethernet со скоростью передачи 1 Гбит/с. Входит в пору зрелости сеть Ethernet со скоростью передачи 10 Гбит/с. На нее разработана спецификация (IEEE 802.3ae), уже была продемонстрирована работающая сеть общей длиной 200 км. Такая скорость передачи данных позволяет использовать Ethernet не только в качестве сетевого интерфейса, но также внутри компьютеров для обмена данными между процессорами и другими функциональными устройствами. Уже разработаны стандарты для компьютеров, построенных по архитектуре CompactPCI (PICMG 2.16) и VME64x (VITA 31.1-2003), в которых Gigabit Ethernet используется в качестве интерфейса физического уровня.

Сеть Ethernet появилась в 1975 г. и в настоящее время это самая популярная сетевая архитектура. Классическая сеть Ethernet использует:

топологию «шина», «звезда» или «звезда-шина»;

скорость передачи 10 Мбит/с или 100 Мбит/с;

немодулированную передачу;

множественный доступ с контролем несущей и обнаружением коллизий (CSMA/CD).

Данные передаются кадрами. Кадр может иметь длину от 64 до 1518 байт, его содержание показано на рис.4.34.

пауза (12)	преамбула (7)	SOF (1)	приемник (6)	источник (6)	длина (2)	данные (максимум 1500)	CRC (4)
---------------	---------------	------------	-----------------	-----------------	--------------	---------------------------	------------

Рис.4.34. Кадр Ethernet

Новому кадру предшествует обязательная пауза длительностью 12 байт. Передача кадра начинается с преамбулы (7 байт), которая служит для достижения устойчивой синхронизации, за ней следуют признак начала кадра SOF (Start Of Frame) – predetermined комбинация бит (1 байт), адрес

приемника (6 байт), адрес источника (6 байт), длина кадра (2 байта) и, наконец, данные. Завершается кадр кодом CRC (4 байта) для проверки ошибок передачи.

Адрес приемника может указывать сразу на группу устройств, для этой цели зарезервирован первый бит адреса.

Поле длины кадра может использоваться и для другой цели: если значение в этом поле больше или равно 1536, значит поле используется для указания используемого протокола сетевого уровня (IP/IPX).

Если количество байт в кадре меньше, чем требуется для устойчивого определения коллизии, поле данных искусственно увеличивается до необходимой величины за счет добавления нескольких байт «наполнителя».

Узлы сети, осуществляющие сеанс связи, проводят *автопереговоры*. Они заключаются в определении общих для обоих режимов работы и исключения из их взаимодействия режимов, которые хотя бы один из них не поддерживает. Из общих режимов по определенному приоритету выбирается один и затем уже начинается собственно передача информации.

Ethernet разрабатывалась для коммерческого применения, поэтому в ней не уделяется внимания тому, дошли ли данные до места назначения. Передатчик будет продолжать передачу независимо от того, слышит его кто-нибудь или нет. При таком подходе данные могут пропасть. В военных и авиационных приложениях, где это неприемлемо, сеть Ethernet применяется после незначительных изменений в протоколе передачи, повышающих его детерминизм.

Технология Ethernet очень распространена, доступно большое количество коммерческих компонентов, которые могут быть применены на ЛА, если их как следует защитить и сертифицировать.

В авиации впервые сеть Ethernet со скоростью передачи 10 Мбит/с была применена на самолете Boeing 777. Там сеть использовалась только для передачи некритических данных – в системе развлечения пассажиров, на стоянке и т.п. На такую сеть впоследствии был выпущен стандарт ARINC 646 Ethernet Local Area Network. К настоящему времени роль Ethernet изменилась: сеть должна стать главным интерфейсом, соединяющим все компоненты, и коммерческие, и авиационные - от переносных компьютеров пассажиров до автопилота. На самолете Boeing 767-400ER фирма Rockwell Collins впервые применила Ethernet со скоростью передачи 10 Мбит/с в ответственной системе, работающей в режиме реального времени – в системе индикации. Эта система была успешно сертифицирована как в США, так и в Европе. А на самолете A380 сеть Ethernet выбрана в качестве основного бортового интерфейса, она соединит систему самолетовождения, средства индикации и сигнализации и другие компоненты БО. Создаваемая для A380 разновидность Ethernet известна как AFDX (avionics full duplex switched network). По сравнению со стандартами IEEE она будет иметь некоторые отличия, вызванные требованиями безопасности и надежности, а также необходимостью гарантированно предоставить узлам сети возможность передавать информацию в режиме

реального времени. В основном изменения затронут работу переключателя (switch), который переправляет данные от блока к блоку. В бортовой сети он кроме собственно передачи будет:

- а) контролировать целостность передаваемой информации;
- б) ограничивать полосу пропускания для каждого конкретного передатчика (т.е. контролировать продолжительность передачи);
- в) гарантировать предсказуемый, детерминированный поток данных.

Другое отличие AFDX от традиционной сети Ethernet заключается в том, что она дублированная. Дублированы и переключатели. Также предъявляются дополнительные электрические требования к кабелю. Используется полнодуплексный Ethernet и топология «звезда», что позволяет избежать коллизий и неопределенности, свойственных методу доступа CSMA/CD. В протоколе IP большая часть функций поддерживаться не будет, на транспортном уровне используется протокол UDP, для контроля сети – протокол SNMP, для загрузки файлов – TFTP.

Ethernet на A380 станет основой для архитектуры интегрированной модульной авионики. Некоторые процессорные блоки будут служить в качестве распределяемых вычислительных ресурсов и будут обрабатывать данные многих приложений.

Изменение роли Ethernet на борту ЛА вызвало необходимость разработки нового стандарта - ARINC 664. Этот стандарт адаптирует сеть Ethernet, соответствующую спецификации IEEE 802.3, для применения в бортовых сетях передачи данных. Впоследствии ARINC 664 должен заменить ARINC 646.

По сравнению с существующими связями ARINC 429 применение Ethernet дает следующие преимущества:

- увеличивается пропускная способность;
- повышается гибкость в архитектуре авионики;
- уменьшается количество проводов.

Увеличение пропускной способности позволит удовлетворить все возрастающие требования со стороны бортовых систем. Данные, которыми обмениваются системы, больше не ограничиваются отдельными параметрами как скорость и высота. Теперь это может быть рельеф пролетаемого участка местности, или схема аэродрома, или карта погоды. Авиация движется от передачи данных, требующих низкой пропускной способности системы связи, к передаче информации, объемы которой измеряются гигабайтами и требуют поэтому высокой пропускной способности.

На существующих ЛА, даже в случае кабинетной конструкции авионики на Boeing 777, вычислительные модули тесно связаны специальной шиной передачи данных и поэтому должны быть размещены в одной оболочке или по крайней мере в ограниченном пространстве. Это ограничивает возможность размещения вычислительных ресурсов. С Ethernet такой проблемы нет: вычислительные модули, расположенные в разных концах самолета, могут общаться точно так же, как если бы они находились рядом. Кроме того, с

Ethernet данные можно направлять туда, где они нужны и при этом не требуется вносить больших изменений в конструкцию самолета.

Независимость от физической оболочки имеет и еще одно преимущество – это позволяет более гибко выбирать поставщиков оборудования для самолета. Когда оборудование заключено в один корпус, то и поставщик должен быть один, а это не всегда удобно.

Из множества разновидностей Ethernet в качестве бортовой сети передачи применяются только четыре: 10Base-T, 10Base-2, 100Base-TX, 100Base-FX. Информация передается кодом «Манчестер II».

*10Base-T* использует в качестве среды передачи витую пару, скорость передачи информации 10 Мбит/с, топология «звезда-шина». Концентратор сети выступает как многопортовый повторитель. Каждый компьютер подключен к концентратору отдельным кабелем, длина кабеля может быть от 2,5 до 100 м (без использования повторителя), причем в кабеле две пары проводов: одна на прием, другая на передачу. Концентраторы обычно соединяются между собой коаксиальным или оптоволоконным кабелем. Возможно соединение без концентратора – радиальные связи по типу «каждый с каждым».

Сеть может быть дуплексной или полудуплексной, может обслуживать до 1024 компьютеров. Оценка целостности связей и среды передачи производится посылкой специальных импульсов.

*10Base-2* использует в качестве среды передачи тонкий коаксиальный кабель. Скорость передачи информации 10 Мбит/с. Имеет топологию «шина» или «кольцо», используются T-образные BNC-коннекторы. Длина сегмента кабеля от 0,5 до 185 м. На одном сегменте кабеля может быть до 30 узлов – компьютеров и повторителей. Всего может быть 5 сегментов (925 м), из них только к трем предусматривается подключение компьютеров, два других служат для увеличения общей длины.

Средства изоляции неисправных узлов отсутствуют, за исключением таймера, встраиваемого в передатчик и принудительно отключающего передачу через определенное время.

*100Base-TX* использует в качестве среды передачи экранированную витую пару с двумя парами проводов – отдельно на прием и на передачу. Скорость передачи информации 100 Мбит/с. Имеет топологию «звезда-шина».

Сеть может быть дуплексной или полудуплексной. В полудуплексной сети длина кабеля ограничивается временными характеристиками и может быть до 100 м без повторителя. В дуплексной сети этого ограничения нет.

Когда передачи нет, целостность связи проверяется посылкой специального символа.

*100Base-FX* имеет те же характеристики, что и 100Base-TX, за исключением:

- использует в качестве среды передачи двужильный оптоволоконный кабель;
- сеть дуплексная;
- ограничений по длине кабеля, можно считать, нет (50 км без повторителя).

Может быть 2 типа бортовых сетей передачи данных: обыкновенные (compliant network) и профилированные (profiled network).

*Обыкновенная сеть* полностью соответствует коммерческой спецификации IEEE 802.3, использует для передачи протоколы TCP/IP или UDP/IP, с наземными сетями связывается через обыкновенные каналы связи. По уровню критичности программного обеспечения, установленному в DO-178B, обыкновенные сети отвечают требованиям для уровня D и ниже, т.е. могут использоваться только для некритичных функций, таких, как развлечение пассажиров. *Профилированные сети*, которых на ЛА может быть несколько, имеют некоторые отклонения от коммерческой спецификации, что вызвано их авиационным применением. Внутри одной профилированной сети обеспечивается полное взаимодействие между устройствами.

Профилированные сети предназначены для выполнения критических или существенных полетных функций, поэтому они подчинены жестким авиационным правилам и обязательно должны быть полностью контролируемыми. Примером такой сети может быть система индикации, системы управления полетом и т.п.

Обыкновенные и профилированные сети, хотя они и сертифицируются на разных уровнях, тем не менее могут соединяться между собой. Однако, взаимодействие между обыкновенной и профилированной сетью, а также между профилированными сетями с разными характеристиками не гарантируется без использования маршрутизаторов или шлюзов. При соединении обыкновенной и профилированной сети безопасность обеспечивается путем использования брандмауэра, пресекающего нерегламентированный доступ к профилированной сети (рис.4.35).

Брандмауэр фильтрует проходящий поток данных, руководствуясь следующими правилами:

внутри профилированных сетей допускается прохождение любых пакетов;

между профилированными сетями допускается прохождение любых пакетов, но для разделения сетей с целью безопасности может применяться фильтрация;

входящие пакеты от обыкновенных бортовых сетей пропускаются только если адрес источника топологически корректен, а адресом назначения является прокси-сервер внутри брандмауэра;

исходящие пакеты в обыкновенные бортовые сети пропускаются только если адрес приемника топологически корректен, а адресом источника является прокси-сервер внутри брандмауэра;

входящие/исходящие пакеты от не бортовых источников пропускаются только если они удовлетворяют установленным правилам безопасности и отвечают указанным выше требованиям к входящим/исходящим пакетам.

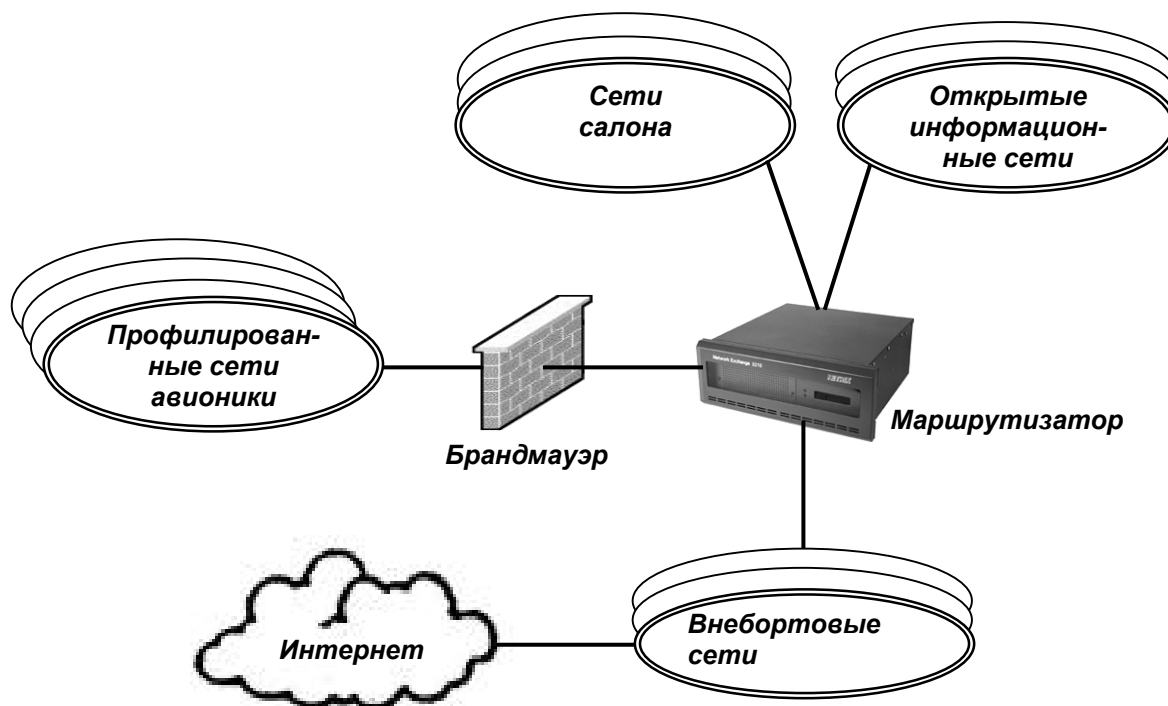


Рис.4.35. Связь бортовых и внебортовых сетей

Центральными устройствами в бортовых сетях являются маршрутизаторы. На борту должно быть, как минимум, одно такое устройство. Через него обеспечивается соединение бортовых сетей с внебортовыми, в том числе с беспроводной локальной сетью по ARINC 763 (через радиотелефонный, спутниковый или СВЧ каналы связи). Маршрутизатор взаимодействует с летным экипажем, наземным экипажем, бортовыми сетями и наземными сетями. Его главной задачей является обеспечение Internet-сервисов для экипажа и пассажиров, включая электронную почту, доступ к WWW, информацию о погоде в течение полета, развлечения пассажиров. С бортовым оборудованием маршрутизатор способен взаимодействовать по бортовым интерфейсам – ARINC 429, 629, 717, 746, MIL-STD-1553 и т.д. (глава 7). Для трафика воздух/земля маршрутизатор использует какой-нибудь способ шифрования данных. Он способен различать адрес своего самолета. Маршрутизатор может быть коммерческим устройством (COTS), его программное обеспечение может иметь низкий уровень критичности (уровень E по DO-178B).

Узлами бортовых сетей могут являться терминалы в кабине пилотов, терминалы в салоне, терминал техобслуживания, сетевые принтеры, блоки беспроводных локальных сетей, спутниковые приемники, обыкновенные телефонные аппараты.

Для летного персонала бортовая сеть обеспечивает:

- доступ к полетной документации;
- электронный бортжурнал;



- полетные отчеты, отчеты по обслуживанию;
- вычисление летных характеристик;
- базы данных;
- графическое представление погоды;
- навигационные карты;
- карты контрольных проверок,
- инструкции при возникновении опасностей;
- список необходимого оборудования на борту.

Для обслуживающего персонала (бортпроводников) бортовая сеть обеспечивает:

- специфические базы данных, в т.ч. по пассажирам;
- бортжурнал;
- отчеты и инвентарные списки;
- карты предполетных/предпосадочных операций;
- электронную почту;
- Интранет/Интернет;
- контроль качества обслуживания;
- подтверждение кредитных карточек.

Для наземного обслуживающего персонала бортовая сеть обеспечивает:

- обработку данных от бортовых систем;
- обработку данных об отказах, статистику техобслуживания;
- средства поиска и локализации неисправностей;
- электронные руководства по техобслуживанию;
- электронный бортжурнал;
- поддержку портативных устройств техобслуживания;
- загрузку данных в бортовые блоки (вместо загрузчика ARINC 615);
- хранение загружаемого в бортовые блоки программного обеспечения;
- запись данных;
- контроль состояния системы.

#### **4.9. Масштабируемый интерфейс**

В настоящее время на борту ЛА одновременно используется несколько разных интерфейсов. Одни из них нужны для передачи непрерывных потоков цифровизированных видео- и аудиосигналов (радар, оптико-локационная станция, видеокамеры, внебортовые источники информации), другие используются при передаче сигналов от датчиков, третьи обеспечивают взаимодействие между цифровыми системами и т.д. Межсистемные интерфейсы отличаются от интерфейсов, связывающих электронные блоки одной системы, а межблочные интерфейсы отличаются от внутриблочных, причем в разных системах межблочные и внутриблочные интерфейсы также

различны. Для контроля и технического обслуживания, для загрузки программ и данных применяют свои особые виды интерфейсов.

Наличие на борту разных интерфейсов усложняет аппаратуру ввода-вывода, требует постоянного преобразования информации из одной формы в другую. Идеальным решением был бы единый интерфейс, объединяющий все функциональные задачи, соединяющий в единую сеть все модули и блоки бортового оборудования. Это позволило бы значительно уменьшить количество интерфейсных устройств и проводов, тем самым уменьшилась бы масса и стоимость оборудования. Но для того, чтобы удовлетворить требованиям различных приложений, единый интерфейс должен быть очень гибким. Он должен быть масштабируемым, так как может применяться как для связи дешевых простых датчиков, нетребовательных к пропускной способности и задержке информации, так и в сложных системах с большим потоком информации и жесткими ограничениями на допустимую задержку. Так как в некоторых случаях, например, в мультипроцессорной системе с разделяемой памятью, требуется пропускная способность, исчисляемая в гигабитах в секунду, а в других случаях - гораздо меньше, единый интерфейс должен быть масштабируемым в десятки раз в отношении пропускной способности. Масштабируемость необходима и для того, чтобы можно было улучшать характеристики оборудования в процессе 30 лет жизни ЛА, не переделывая бортовой интерфейс. Единый интерфейс должен уметь смешивать сообщения, которыми обмениваются системы, с потоком данных от сенсоров, видео- и аудиосигналами, но так, чтобы эти сообщения не были заблокированы потоком информации и поступали к месту назначения вовремя, допустимая задержка может исчисляться только единицами микросекунд. Он должен уметь поддерживать и обмен сообщениями, и работу с разделяемой памятью. Так как длина связей может колебаться от нескольких сантиметров до десятков метров, единый интерфейс должен быть нечувствителен к расстоянию. Так как существующее сегодня ограничение по пропускной способности не позволяет по последовательному каналу передавать информацию со скоростью более 1 Гбит/с, единый интерфейс должен поддерживать как последовательное, так и параллельное соединение. Единый интерфейс должен быть рассчитан и на электрическую, и на оптическую среду передачи, так как оптическая связь нужна для передачи на большие расстояния и она нечувствительна к электромагнитным помехам, в то время, как электрическая связь проще, дешевле и вполне достаточна для внутриблочного применения. Такой интерфейс должен быть простым, недорогим, должен задействовать немного контактов разъема. В связи с тем, что единый интерфейс используется и внутри, и вне электронных блоков, он должен быть помехоустойчив и нечувствителен к электромагнитным излучениям. Он должен предусматривать легкое добавление и исключение оборудования на борту.

Кроме того, как и все бортовые интерфейсы, единый интерфейс должен отвечать следующим общим требованиям:

- должен быть рассчитан на жесткие условия бортового применения;
- должен обеспечивать высокую надежность, а для этого должен быть нечувствителен (толерантен) к отказам отдельных элементов;
- должен работать в реальном масштабе времени;
- должен быть контролепригоден;
- не должен быть требователен в отношении технического обслуживания.

Едва ли целесообразно пытаться создавать универсальный интерфейс в виде единой магистрали: потоки непрерывных данных от сенсоров не дадут нормально работать другим абонентам. Решение нужно искать среди коммутируемых сетей, которые способны обеспечить необходимую пропускную способность в несколько сотен Мбит/с одновременно между многими парами узлов.

Одним из основных кандидатов на роль единого интерфейса на борту сегодня является масштабируемый когерентный интерфейс – Scalable Coherent Interface (SCI). Разработка SCI была начата в 1988 году. В 1992 он был принят как стандарт IEEE Std 1596-1992. Хотя разработкой SCI занималась та же группа, которая разрабатывала шины Fastbus и Futurebus+, принцип общей магистрали был отклонен с самого начала. Магистраль стала узким местом, поэтому в новой системе узлы стали соединять индивидуальными связями, причем информация должна передаваться по каналам связи только в одном направлении. При индивидуальных связях сигнал меньше ослабляется и искажается, это позволяет использовать более высокие скорости передачи и меньшие уровни напряжения.

SCI представляет собой высокопроизводительную, гибкую и масштабируемую сеть. Поддерживается до 64К узлов, причем они могут одновременно обмениваться информацией. Ориентация на индивидуальные связи определила топологии SCI: это комбинации колец и переключателей (коммутируемая сеть с централизованным переключателем, распределенная коммутируемая сеть, кольцо, матрица, «бабочка», гиперкуб и т.д., примеры приведены на рис.4.36). Переключатели обеспечивают одновременный обмен информацией между многими узлами, это позволяет строить на базе SCI многопроцессорные системы с высокой степенью параллелизма. Кольца в SCI также позволяют одновременный обмен информацией между несколькими узлами.

Задержки в узлах малы – порядка 25-100 нс. SCI уменьшает время

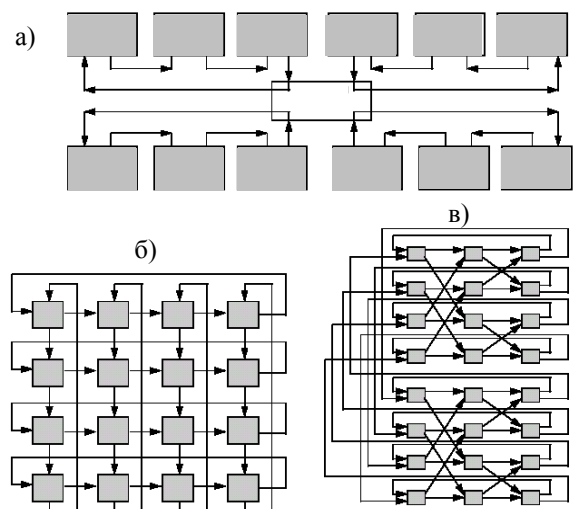


Рис.4.36. Топологии SCI:

*а - с централизованным переключателем, б - матрица, в - бабочка*

межузловых коммуникаций по сравнению с традиционными схемами передачи данных в сетях путем устранения обращений к программным уровням – операционной системе и библиотекам. Обращение к данным, физически расположенным в памяти другого вычислительного узла и не находящимся в кэше, приводит к формированию запроса на удаленный узел для получения необходимых данных, которые в течение нескольких микросекунд доставляются в локальный кэш, и выполнение программы продолжается. А традиционный подход требовал формирования пакетов на программном уровне с последующей передачей их аппаратному обеспечению. Точно также происходил и прием, в результате чего задержки были в сотни раз больше, чем у SCI.

Нечувствительность к длине связей позволяет использовать SCI как для подключения удаленных устройств (сенсоров, индикаторов), так и для подключения массовой памяти или для параллельного соединения процессоров в мультипроцессорной системе. SCI поддерживает как обмен сообщениями, так и работу с разделяемой памятью, для второго случая предусмотрены логические средства для образования связанной группы кэш-памятей, получающих идентичную («когерентную» в терминологии SCI) обновленную информацию.

В качестве среды передачи могут использоваться электрические или волоконно-оптические линии, или и те, и другие (электрические – на расстояниях в десятки метров, длина ВОЛС может составлять километры). В SCI может использоваться два способа передачи информации между узлами:

параллельная 16-разрядная передача (плюс линия синхронизации и линия признаков) со скоростью 8 Гбит/с;

последовательная передача со скоростью 1 Гбит/с по электрическим или оптоволоконным линиям.

В последовательной линии фактическая скорость передачи – 1,2 Гбод, но используется кодирование информации 16В/20В (каждый блок из 16 байт передается 20-байтовой последовательностью), поэтому скорость передачи собственно информации составляет 1 Гбит/с. С учетом затрат на организацию передачи, эффективная скорость передачи информации в SCI составляет 370-470 Мбит/с для передачи сообщений и 930 Мбит/с для потоков данных. Так как в SCI одновременно могут обмениваться информацией многие узлы, общая пропускная способность представляется огромной.

Чтобы улучшить помехозащищенность используется дифференциальная передача сигнала. Такой способ передачи наряду с малыми искажениями, свойственными индивидуальным линиям связи, позволяет использовать низкоуровневую передачу сигнала (0,4 В), тем самым уменьшается потребляемая мощность.

**Информационные характеристики.** Передача данных между узлами обычно состоит из двух транзакций – запроса и ответа. Каждая из этих транзакций состоит из двух пакетов – посылки и эхо (рис.4.37).

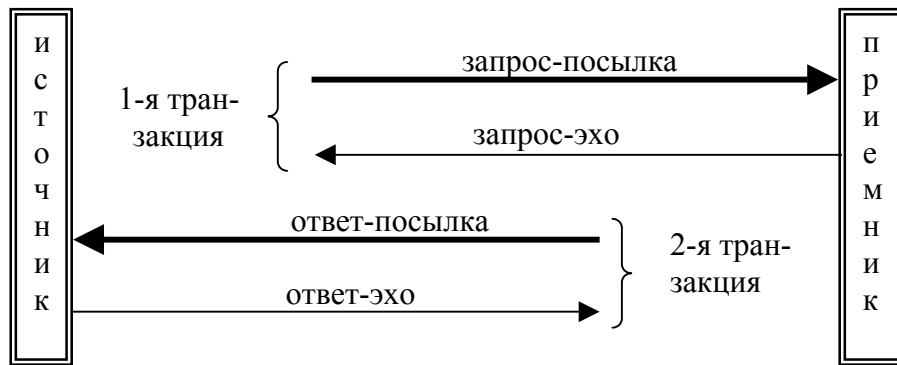


Рис.4.37. Транзакции в SCI

Эхо-пакет подтверждает прибытие посылки и позволяет отправляющему узлу исключить эту посылку из своей очереди отправляемых пакетов. Эхо-пакет только подтверждает получение данных, но ничего не говорит о том, переданы ли данные правильно. Эта информация посылается принявшим узлом передающему в ответном пакете. Передача данных может сопровождать любую транзакцию – и запрос, и ответ, и обе. Могут быть также передачи из одной транзакции: транзакция «Пересылка» (Move) и транзакция «Событие» (Event) не требуют ни эхо, ни ответа.

SCI использует для передачи данных небольшие пакеты: посылка занимает не более 300 байт, эхо – только 4 байта. Это позволяет в узлах иметь буферы и очереди маленьких размеров. Это также позволяет быстро передавать пакеты более высокого приоритета, так как окончания передачи пакета не приходится дожидаться подолгу.

Любая передача (посылка, эхо) содержит заголовок, состоящий из идентификатора источника, идентификатора приемника и команды. Идентификаторы узлов – 16-разрядные, поэтому максимальное число узлов может быть равно  $2^{16} = 65536$ . За 16 битами идентификатора источника может следовать 48-битный адрес, определяющий, куда конкретно в данном узле адресуется передача. Далее следует информация - 0, 16, 64 или 256 байт. Замыкает передачи 16-битный контрольный код CRC.

Интервал между транзакциями заполняется посылкой 16-битных пустых пакетов, которые обеспечивают синхронизацию между передатчиком и приемником. В топологии «кольцо» еще используются особые пакеты для начальной инициализации.

В топологии «кольцо» предусматриваются два уровня приоритета: низкий и высокий. Низкий приоритет предоставляет равный доступ всем узлам кольца. Уровень приоритета задается в пустом пакете, заполняющем паузы между посылками. Узел сравнивает передаваемый по кольцу текущий приоритет и приоритет следующего пакета, который он хочет передать. Если уровень приоритета собственного пакета ниже текущего, узел пропускает возможность передать пакет в пользу более приоритетной информации других узлов. Однако некоторая часть пропускной способности кольца резервируется

для передачи низкоприоритетной информации, поэтому никакой узел не может ожидать своей очереди бесконечно.

В любом кольце один из узлов выполняет административные функции: удаляет поврежденные пакеты, контролирует активность в кольце и ведет счетчики тайм-аутов, возвращает сообщения об ошибке адресации и т.п.

Пример построения бортового комплекса оборудования на базе оптической коммутируемой сети SCI показан на рис.4.38. Сенсоры, индикаторы и средства обработки информации связаны через два быстрых оптических коммутатора. Каждый коммутатор обеспечивает одновременное соединение нескольких пар передатчик-приемник, таким образом одни данные не задерживают другие. Удаленные источники и приемники связаны в такой структуре точно так же, как если бы они находились внутри одного блока. Поэтому нет необходимости использовать разные интерфейсы и преобразовывать информацию из одной формы в другую только для того, чтобы передать ее к месту назначения.

К сожалению, таких микросхем, как быстрый оптический переключатель, пока не существует. Такой переключатель должен использовать маленький лазер, не требующий охлаждения, который еще не создан.

Поэтому на сегодняшний день топологии SCI ограничены кольцами и радиальными связями.

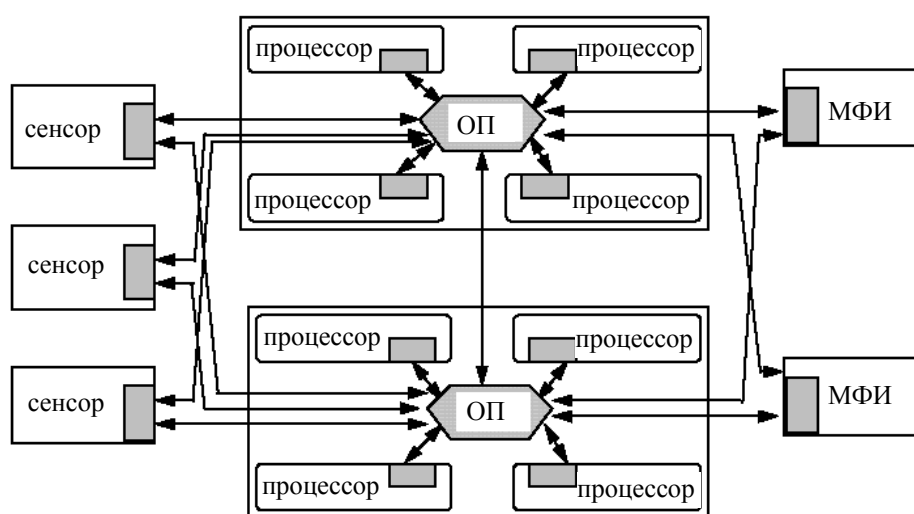


Рис.4.38. Структура бортового комплекса на базе SCI:

*МФИ- многофункциональный индикатор, ОП- быстрый оптический переключатель*

Еще одним обстоятельством, препятствующим внедрению SCI на борту, является необходимость придания этому интерфейсу большей контролепригодности, надежности и детерминированности, чем та, что требуется в коммерческих сетях и определена действующим стандартом. С этой целью разрабатывается вариант стандарта SCI/RT (IEEE P.1596.6) для применения в тех случаях, когда требуется реальный масштаб времени.

## Глава 5

### ИНДИКАЦИЯ НА ПРИБОРНОЙ ДОСКЕ

Основным способом представления информации экипажу является индикация с помощью различных приборов, сигнализаторов и электронных индикаторов, которые размещают на приборных досках в кабине экипажа. Несмотря на большое разнообразие летательных аппаратов существуют общие правила расположения индикационных устройств на приборных досках в соответствии с видом индицируемой информации. Эти правила излагаются в разделе 5.1.

К настоящему времени разработано много разных способов индикации информации и выбор подходящего для конкретного случая способа часто является непростой задачей. Основные способы, их достоинства и недостатки, области применения рассматриваются в разделе 5.2.

На современных ЛА главным средством индикации стали электронные индикаторы. В отличие от традиционного прибора, индицирующего обычно 1-2, максимум 5-8 параметров, на экране электронного индикатора могут индицироваться десятки параметров и сигналов, сменяя друг друга по мере необходимости. Такая гибкость, наряду с хорошими эргономическими качествами, высокой надежностью, эффективностью по многим критериям (например, по массе, габаритам, стоимости, потребляемой мощности) привели к тому, что в настоящее время электронные индикаторы захватили все главные роли в кабине, оттеснив традиционные приборы и сигнализаторы на периферию рабочей зоны в качестве дополнительных и резервных средств. К авиационным электронным индикаторам предъявляется множество различных требований. Чтобы удовлетворить им, индикатор должен обладать определенными характеристиками. Необходимые для бортового индикатора характеристики рассматриваются в разделе 5.3.

Индикаторы являются важными, но не единственными составными частями систем индикации. Состав, функции, внутреннее устройство и работа современных систем индикации/сигнализации рассмотрена на конкретных примерах четырех систем, разработанных Ульяновским КБ приборостроения для пассажирских самолетов:

- системы преобразования аналоговой и дискретной информации СПАДИ-4 (раздел 5.4);
- комплексной информационной системы сигнализации КИСС-1 (раздел 5.5);
- системы электронной индикации СЭИ-85 (раздел 5.6);
- комплексной электронной системы индикации и сигнализации КСЭИС-85 (раздел 5.7).

Системы индикации, которые в настоящее время находятся в эксплуатации, используют индикаторы на базе электронно-лучевых трубок (ЭЛТ). До недавнего времени ЭЛТ были единственной приемлемой для

бортового использования элементной базой индикации. Однако в последнее время ЭЛТ уступили свои позиции жидкокристаллическим индикаторам (ЖКИ). Современные ЖКИ рассматриваются в разделе 5.8.

### 5.1. Компоновка приборных досок

Рассмотрим компоновку приборных досок для самого распространенного случая – ЛА с двумя пилотами (на приборной доске ЛА с одним пилотом индикаторы и сигнализаторы располагают аналогично). В кабине ЛА с двумя пилотами перед ними размещаются три приборных доски, как показано на рис.5.1.



Рис.5.1. Зоны размещения средств индикации на приборных досках

Приборные доски устанавливаются так, чтобы расстояние от глаз пилота, находящегося в нормальном рабочем положении, до лицевых частей приборов, расположенных на его приборной доске, составляло 600-800 мм. Индикаторы и светосигнализаторы размещаются на этих приборных досках следующим образом.

Напротив каждого пилота в зонах 1a размещаются основные пилотажно-навигационные приборы:

- командно-пилотажный индикатор;
- навигационно-плановый индикатор;
- указатель скорости (скоростных параметров);
- барометрический высотомер;

вариометр, индицирующий вертикальную скорость ЛА (отдельный или комбинированный с указателем поворота).



В зонах *1б* размещаются остальные пилотажно-навигационные приборы. На приборных досках левого и правого пилотов размещается по одному экземпляру следующих приборов:

- радиовысотомер;
- указатель числа *M*;
- указатель истинной воздушной и путевой скоростей;
- указатель поворота и скольжения;
- комбинированный указатель угла атаки и перегрузки;
- дублирующий высотомер;
- указатель высоты в футах;
- индикатор курсовых углов;
- индикатор дальности;
- часы;
- индикаторы висения и малых скоростей (для вертолетов)
- и др.

На средней приборной доске в зоне *2* размещаются резервные пилотажно-навигационные индикаторы:

- авиагоризонт;
- навигационный индикатор или комбинированный пилотажно-навигационный дублер;
- высотомер;
- указатель приборной скорости;
- вариометр.

В зоне *3* располагают индикаторы параметров силовой установки. Для самолетов с турбореактивными двигателями это:

- указатель положения рычагов топливных насосов;
- тахометры;
- указатели температуры выходящих газов;
- указатели мгновенного расхода топлива;
- указатель суммарного запаса топлива;
- указатели давления масла;
- указатели температуры масла;
- указатели давления топлива перед форсунками;
- указатели уровня вибрации;
- указатели давления подкачки;
- указатели запаса топлива в баках.

Для самолетов с турбовинтовыми двигателями в эту группу приборов дополнительно входят:

- указатели крутящего момента;
- индикаторы отрицательной тяги.

Для вертолетов в эту группу дополнительно входят:

- указатели оборотов и шага винтов;
- приборы контроля трансмиссии.

В зонах 4а, 4б, 4в размещают светосигнализаторы – соответственно, аварийные, предупреждающие и уведомляющие.

В зонах 5 располагают индикаторы положения управляющих поверхностей самолета (закрылков, предкрылков, тормозных щитков, элеронов, стабилизатора, рулей высоты, руля направления) и индикаторы положения триммирующих и загрузочных устройств. Для вертолетов устанавливают приборы контроля положения триммеров (поперечного, продольного и ножного) и параметров выпускных устройств.

В зонах 6 располагают индикаторы самолетных систем. Для кислородной системы эти приборы дублируются у каждого пилота, индикаторы других систем (топливной, кондиционирования, противопожарной, противообледенительной, электроснабжения, тормозов и др.) могут быть общими, если они видимы обоими пилотами.

В зоне 7 находятся средства управления пилотажно-навигационным комплексом (пульт систем автоматического управления).

Для основных пилотажно-навигационных приборов в зоне 1а принято Т-образное расположение, как показано на рис.5.2. Приборы образуют две опорные линии – горизонтальную и вертикальную. Вдоль горизонтальной линии располагаются приборы, показывающие параметры движения в продольной и вертикальной плоскостях, по

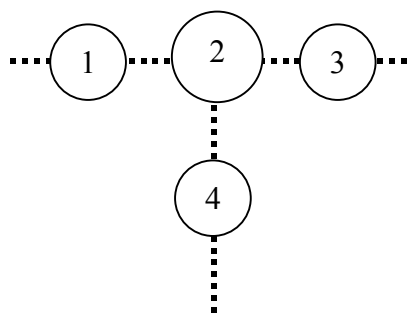


Рис.5.2. Т-образная компоновка основных приборов

вертикальной линии располагаются приборы, показывающие движение в боковой плоскости. На пересечении этих двух линий находится командно-пилотажный индикатор или авиагоризонт *поз.2*, слева от него, *поз.1*, находится указатель воздушной скорости, здесь же стремятся установить указатель числа М и указатель угла атаки. Справа, *поз.3*, расположен основной высотомер, сюда же при возможности устанавливают указатель истинной высоты, измеряемой радиовысотомером, и вариометр. Внизу, *поз.4*, расположен навигационно-плановый индикатор. Такая группировка удобна для контроля полета. Достаточно провести взглядом вдоль горизонтальной и вертикальной линий, чтобы определить, соответствует ли режим полета заданным параметрам, которые указывают командные индексы приборов, или необходимому пространственному положению ЛА.

На современных ЛА функции этих приборов выполняют электронные индикаторы, которые и размещаются в зоне 1а. По линии визирования пилота располагается комплексный пилотажный индикатор (КПИ), сбоку от него или под ним – комплексный индикатор навигационной обстановки (КИНО). Вся пилотажно-навигационная информация отображается на экранах этих двух индикаторов, причем для основных пилотажно-навигационных параметров сохраняется Т-образная компоновка (рис.5.3, 5.6). В центре изображается авиагоризонт, слева от него – шкала приборной скорости, счетчик числа М и

шкала углов атаки, справа от авиагоризонта располагаются шкалы барометрической высоты, вертикальной скорости, истинной высоты, под авиагоризонтом индицируется шкала курса или изображение планово-навигационного прибора.

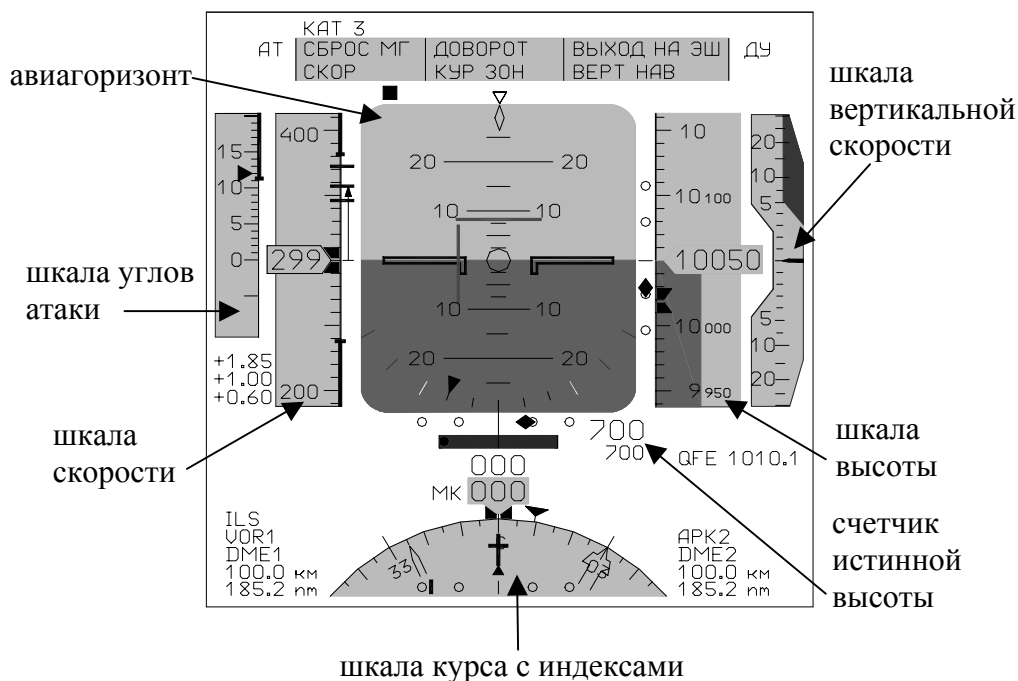


Рис.5.3. Т-образная компоновка пилотажно-навигационных параметров

Если на ЛА устанавливают электронную систему сигнализации и индикации параметров двигателей, самолетных систем, ее индикаторы располагают в зоне 3 (рис.5.1).

Индикаторы и сигнализаторы стремятся установить на приборных досках так, чтобы телесный угол зрения относительно линии визирования был не более:

- а) для пилотажно-навигационных индикаторов – 25°,
- б) для всех остальных индикаторов – 35°,
- в) для аварийных светосигнализаторов – 30°,
- г) для других светосигнализаторов – 40° по вертикали и 60° по горизонтали.

Рекомендуется всю визуальную сигнализацию выводить на одном экране индикатора в пределах угла Ø30° от линии визирования пилота.

## 5.2. Способы индикации информации

Способы индикации классифицируют по ряду признаков. С точки зрения непрерывности индикации она делится на:  
 - постоянную;

- периодическую;
- по запросу;
- по событию.

*Постоянная* индикация осуществляется в течение всего полета. Так индицируются пилоту основные пилотажные параметры – углы крен и тангажа, высота, скорость. При *периодической* индикации контролируемый параметр опрашивается и индицируется средствами индикации время от времени, с определенным периодом. Индикация *по запросу* осуществляется по команде пилота. Запрошенная информация выводится на индикатор и остается там до тех пор, пока не будет заменена другой понадобившейся пилоту информацией. Так индицируется, например, информация от самолетных систем – гидросистемы, системы электроснабжения и т.д. Пилот обращается к этой информации только в том случае, если возникает такая необходимость – на определенных этапах полета или при возникновении неисправностей. Индикация *по событию* осуществляется в том случае, если произошло какое-то событие, информацию о котором следует немедленно довести до пилота, например, произошел отказ важной системы или если по цифровому каналу связи поступило сообщение диспетчера. В подобных случаях необходимая информация индицируется автоматически и индикация продолжается до тех пор, пока она не будет воспринята пилотом или пока вызвавшее ее событие не закончится.

По типу индицируемой информации индикация делится на:

- измерительную;
- прогнозирующую;
- заданную;
- согласующую;
- командную;
- интегральную.

*Измерительная* информация сообщает о состоянии объекта в данный момент времени. Если это состояние контролируется при помощи какого-либо параметра, то измерительная информация представляет собой мгновенное значение этого параметра. Измерительная информация ограничивается только констатацией состояния, оставляя на долю пилота оценку, обобщение и анализ этой информации. К этому типу относится вся основная индикация в кабине.

*Прогнозирующая* информация сообщает о возможном ходе полета и состоянии систем в будущем, исходя из сложившейся ситуации и динамики ее развития. Предвидение ситуации позволяет пилоту точно и своевременно управлять ЛА и его системами, избежать опасностей, которые еще не наступили, но могут наступить, если не предпринять корректирующих действий. Примерами прогнозирующей информации могут служить располагаемая дальность полета (исходя из оставшегося запаса топлива), прогнозируемая через 5-10 с скорость ЛА (исходя из набранного ускорения),

сигнализация об опасности столкновения с другим ЛА (исходя из направления движения и скорости как своего, так и чужого ЛА).

*Заданная* информация сообщает о режимах полета или значениях параметров, которые должны быть достигнуты исходя из поставленной задачи. Например, на шкале высоты специальный индекс может отмечать нужную высоту эшелона. Подобная индикация упрощает пилотирование, выдерживание нужного режима полета сводится к совмещения индекса или стрелки, показывающих измерительную информацию, с индексом заданного значения.

Индикация *согласующей* информации позволяет еще более упростить управление объектом. Вместо двух значений – измеренного и заданного – индицируется величина их рассогласования, т.е. величина отклонения контролируемого параметра от заданного. Подобная индикация используется, например, во время посадки для представления отклонения ЛА от глиссады.

*Командная (директорная)* информация объединяет несколько параметров в одном. Сопоставление показаний по отдельным параметрам в этом случае не требуется, пилот должен лишь выполнять индицируемую команду. Пилот как бы перестает управлять ЛА и управляет лишь стрелкой на индикаторе. На современных ЛА в директорном режиме управления пилот руководствуется показаниями двух взаимно перпендикулярных планок на экране. Система автоматического управления рассчитывает необходимые маневры, которые позволят удерживать ЛА на заданной траектории полета, система индикации показывает с помощью планок, в каком направлении требуется корректирующее действие, а задачей пилота является сведение планок в строгое перекрестье в исходной точке экрана. Командная информация отличается от заданной и согласующей. Удерживая командные планки на нуле, пилот может и не находиться на заданной траектории: показания планок свидетельствуют лишь о том, что он правильно на нее выходит.

*Интегральная* информация объединяет группу измерительных параметров с целью создания единой обобщенной картины, непосредственно информирующей пилота о режиме полета. Примером такого параметра может служить вектор полной энергии – величина, которую невозможно непосредственно измерить, но с помощью которой можно пилотировать ЛА.

По степени детализации информации индикация делится на:

- количественную,
- качественную,
- статусную.

*Количественная* индикация передает информацию о величине контролируемого параметра. Информация представляется в цифровой форме или на шкале.

*Качественная* индикация ничего не говорит об абсолютной или относительной величине параметра, а показывает направление его изменения и близость к пороговым значениям (рис.5.9).

*Статусная* индикация передает информацию об объекте по типу «да/нет»: работает – не работает, включен – выключен и т.п.

По отношению свойств изображения к свойствам объекта различают изобразительную и абстрактную индикацию. *Изобразительная* индикация позволяет установить связь между свойствами объекта или процесса и его изображением. Примером может служить движение индекса, изображающего ЛА, по карте, изображающей пролетаемую местность (рис.5.4, слева внизу) или перемещение символа ЛА вверх-вниз в соответствии с вертикальным движением ЛА и влево-вправо в соответствии с боковым движением (рис.5.4, слева вверху). Изобразительная индикация легко воспринимается пилотом, однако высокая степень изобразительности сама по себе не является гарантией успешной передачи информации, так как визуальное восприятие полета не обеспечивает полного получения данных, необходимых для пилотирования ЛА. В ряде случаев гораздо проще пользоваться прибором, в который внесены упрощения и условности по сравнению с видимой картиной полета. Кроме того, изображение трехмерной картины окружающего пространства пока технически невозможно, а неудачная попытка перевода ее на двухмерный индикатор приводит к искаженному восприятию и чревата опасностями.

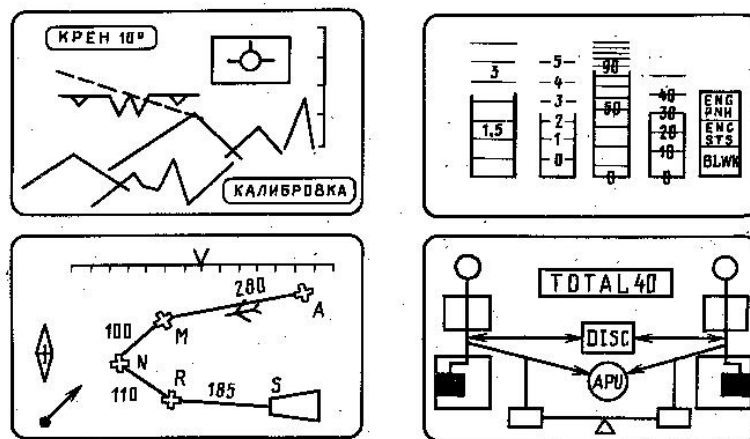


Рис.5.4. Примеры изобразительной (слева) и абстрактной (справа) индикации [63]

*Абстрактная* индикация лишена подобной аналогии между изображением и объектом, она передает информацию в абстрактной форме. Три основных вида абстрактной индикации – шкальная, знаковая и графическая. При *шкальной* индикации значение параметра отмечается на шкале каким-либо указателем – стрелкой, индексом, ленточкой (рис.5.4, справа вверху). При *знаковой* индикации для передачи информации используется некоторый алфавит знаков – цифры, буквы, абстрактные фигуры, условные символы, пиктограммы. *Графическая* индикация изображает объекты и их связи графически, при этом в отличие от изобразительной индикации свойства объектов и процессов здесь не воспроизводятся. Информация передается пилоту в форме своеобразного пространственного кода. Вместе с тем способ

восприятия пространственного кода имеет много общего с восприятием изображения: переработав эту информацию, человек оперирует пространственными образами. При этом появляется возможность решать сложные математические и логические задачи на уровне образного мышления. К графической индикации относятся схемы, графики, диаграммы, гистограммы, блок-схемы, мнемосхемы. Из всех перечисленных видов графической индикации в авиационном применении получили распространение только мнемосхемы (рис.5.4, справа внизу). Мнемосхемы позволяют упростить контроль и управление самолетными системами, поэтому используются, в основном, для этого.

### ***Кодирование информации***

В случае применения абстрактной индикации возникает проблема оптимального кодирования информации. По существу вся абстрактная индикация представляет собой код, знание которого необходимо для понимания передаваемой с ее помощью информации. Поэтому восприятие такой информации состоит из двух этапов – обнаружения/распознавания и декодирования, т.е. осознания ее смысла. В ряде случаев и при изобразительной индикации используются отдельные абстрактные символы, а значит тоже присутствует кодирование.

Под *кодированием* будем понимать преобразование передаваемой пилоту информации в визуальную форму, удобную для быстрого и надежного восприятия, не требующую при этом значительных умственных усилий. Для кодирования используют наборы простых изображений - цифры, буквы, знаки, геометрические фигуры, линии. Дополнительная информация может передаваться путем изменения атрибутов этих первичных изображений – их яркости, цвета, размера, ориентации и положения на экране, формы, штриховки, заливки, типа линий, длины и ширины линий, частоты мигания (рис.5.5). С этой же целью в состав первичных изображений включают дополнительные элементы – ярлыки (обозначения), штрихи и т.п. Используемые для кодирования атрибуты изображения характеризуются количеством градаций, т.е. количеством уровней, возможных для данного атрибута.

Проблема оптимального кодирования заключается прежде всего в правильном выборе: 1) способа кодирования информации, 2) длины алфавита знаков 3) количества градаций изобразительных атрибутов. Выбор этих характеристик кода определяется характером решаемой задачи: та характеристика, которая эффективна при решении одной задачи, может быть неэффективна при решении другой.

В большинстве случаев придание изображению некоторых черт сходства с объектом позволяет повысить скорость и точность различения и опознания.

Нужно также учитывать привычные ассоциации человека, его житейский и профессиональный опыт.

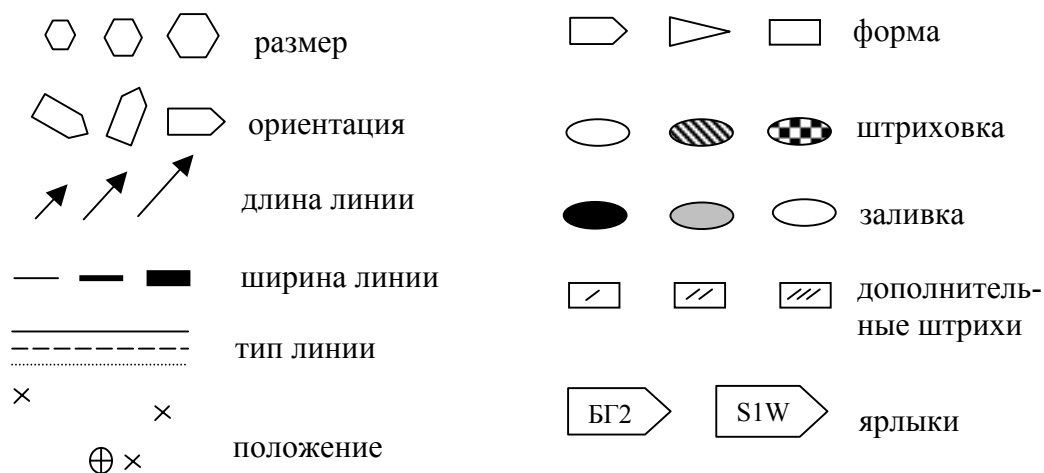


Рис.5.5. Способы кодирования

Чаще всего размеры отображаемого символа или его яркость хорошо ассоциируются с размерами объекта или его важностью. Размер символа используют для передачи информации в том случае, если плотность информации на экране невелика. При этом соседние размеры должны отличаться не менее, чем в полтора раза.

Пространственная ориентация символа может быть использована для передачи направления движения. Однако следует учитывать, что восприятие ориентации изображения зависит от наклона головы, положения тела, действующих на человека ускорений. Поэтому на экране следует показывать опорное направление и ориентировать изображение относительно вертикальной или горизонтальной оси экрана.

Для привлечения внимания хорошо подходит частота мигания символа. По возможности следует использовать только два состояния символа: мигает-не мигает, хотя если информация индицируется в центральной части поля зрения, человек свободно различает до 4 разных частот мигания. Частоту мигания следует выбирать в диапазоне 1-5 Гц со скважностью 2 (в каждом цикле половину времени символ индицируется, половину - нет). Текст должен мигать с частотой не более 2 Гц, при этом в каждом цикле 70% времени он должен индицироваться, а 30% - отсутствовать. Во всех случаях нужно предусматривать возможность отключить мигание, а где возможно - синхронизировать все мигающие элементы изображений в кабине для исключения стробоскопического эффекта движения.

Для улучшения распознавания символов, увеличения вероятности безошибочного считывания информации и уменьшения времени считывания целесообразно кодирование различных элементов изображения цветом. Цвет позволяет различать символы даже в случае, если яркость символов и фона



одинакова, но различен их цвет. Цвет эффективно разделяет символы в тех случаях, когда они не могут быть разделены пространственно. Цвет позволяет сократить время поиска. Результаты проведенных исследований показывают, например, что при индикации воздушной обстановки цвет помогает идентифицировать возможные угрозы более быстро и с меньшим количеством ошибок.

Каждый из цветов имеет свою эмоциональную окраску. Так, красный цвет означает опасность, оранжевый – предупреждение, желтый – внимание, зеленый - покой.

При выборе цвета необходимо учитывать, что для безошибочного опознавания цветовых сигналов между ними должно быть определенное количество цветовых порогов, а количество одновременно используемых цветов не должно превышать 5, включая и белый цвет. Следует также учитывать следующие ограничения, присущие восприятию цвета у человека.

1) Цвет улучшает характеристики системы индикации только в том случае, если угол обзора соответствует зоне цветного восприятия глаза – в пределах телесного угла 30-40° относительно линии визирования глаза.

2) Цвет является эффективным средством привлечения внимания (сигнализации), но только при низкой освещенности. В условиях большой освещенности дополнительно к цвету следует использовать другие методы привлечения внимания:

перемещение символа;

изменение формы, например, очерчивание рамки вокруг текущего значения параметра;

кратковременное мигание символов (до 10 с).

3) При усталости глаз снижается острота зрения к красному цвету и уменьшается различимость зеленого и синего цветов. Поэтому символы, обозначающие критические параметры или события, должны отличаться от нормальных символов помимо цвета еще каким-нибудь отличительным признаком (размером, формой, расположением и т.п.).

При кодировании важной информации следует использовать более одного атрибута (например, цвет, размер и форму одновременно).

Длина алфавита знаков и количество градаций изобразительных атрибутов не должны быть слишком большими, иначе при декодировании передаваемой информации возникают ошибки. В случае использования буквенно-цифровых знаков длина алфавита не должна превышать 50, при использовании абстрактных знаков их должно быть не более 8-16. Больше всего знаков человек способен различать, если в основе их построения лежат некоторые ассоциативные признаки. Тогда алфавит может достигать нескольких сот знаков.

Рекомендуемое количество градаций для различных атрибутов изображений приведено в табл.5.1.

Таблица 5.1

**Число градаций для разных атрибутов изображений**

<i>Атрибут изображения</i>	<i>Число градаций</i>
Цвет	3-10
Размер	3
Ориентация	4-8
Яркость	2-4
Контраст	2-8
Частота мигания	2-4
Тип линии	3-8
Длина линии	2-4
Ширина линий	2-3
Линейное расположение	3-5
Двухмерное расположение	4-9

### **Шкальная индикация**

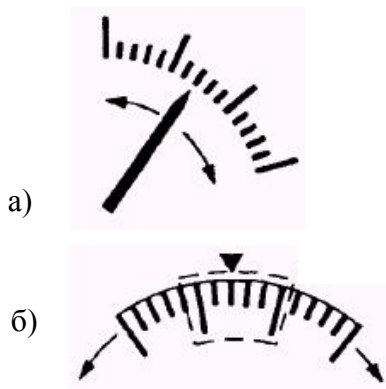


Рис.5.6. Виды шкал:

- а) с подвижной стрелкой,  
б) с подвижной шкалой.

В авиационных приборах широкое распространение получила индикация в виде шкал различной формы: круглых, ленточных, прямоугольных, дисковых, лимбовых. Шкалы могут быть неподвижными или подвижными. На неподвижных шкалах значение параметра отмечает подвижный индекс или стрелка (рис.5.6,а). Подвижные шкалы могут перемещаться по горизонтали, по вертикали или вращаться относительно некоего отсчетного индекса, отмечающего на шкале текущее значение (рис.5.6,б). Примеры шкал разного типа и формы приведены на рис.5.7, 5.8. Наибольшее распространение в авиации получили круглые шкалы с подвижной стрелкой.

Шкальная индикация незаменима там, где нужно судить о динамике контролируемого процесса. Стрелки шкал удобно наблюдать периферическим зрением, чего не скажешь о знаковой индикации.

Точность и скорость считывания показаний со шкалы зависят от ее вида, формы и размера, расстояния наблюдения, интервала между отметками.

В большинстве случаев лучшие результаты дает неподвижная шкала с подвижной стрелкой, особенно если присутствуют постоянные колебания параметра или если важны направление, скорость изменения параметра. При коротких экспозициях (менее 0,5 с) точнее считываются показания прибора с подвижной шкалой и неподвижной стрелкой. Когда необходимо индицировать очень большой диапазон параметра, также предпочтительней подвижная шкала, так как точка отсчета у нее постоянна. С целью экономии пространства

экрана такие шкалы часто индицируют в окошке, так что виден только текущий участок подвижной шкалы (пунктир на рис.5.6,б).

С точки зрения безошибочности считывания лучшие результаты дает круглая шкала, за ней следуют полукруглая и прямолинейная горизонтальная; худшие результаты у вертикальной шкалы. Однако в отдельных случаях предпочтительней линейные шкалы, например, вертикальные шкалы удобны для индикации высоты и температуры, горизонтальные – для индикации дальности до цели. Также круглые шкалы оказались малопригодными для индикации рассогласования параметра с заданным значением. Для этой цели применяют подвижные вертикальные и горизонтальные шкалы. Линейные шкалы имеют еще и то достоинство, что занимают меньше места и лучше komponуются на экране индикатора (на приборной доске).

При выбранной форме шкалы точность отсчетов зависит от того, с какого участка шкалы ведется считывание. Круглые шкалы дают лучшие результаты при считывании показаний с центрального верхнего сектора, горизонтальные – с центральной части шкалы. По мере же приближения к концам этих шкал точность и скорость считывания значительно падают.

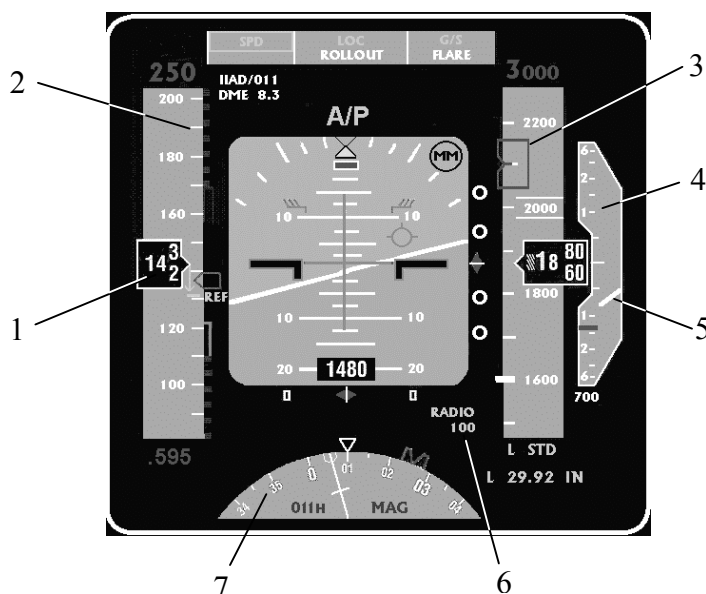


Рис.5.7. Вид экрана основного пилотажно-навигационного индикатора на Boeing 777: 1- цифровой счетчик барабанного типа, 2 - подвижная шкала скорости, 3 - подвижный индекс заданной высоты на подвижной шкале высоты, 4 - неподвижная шкала вертикальной скорости, 5 - поворачивающаяся стрелка, 6 - обычный счетчик (радиовысота), 7 - вращающаяся шкала курса

Оптимальный угловой размер шкалы составляет  $2,5^{\circ}$ – $5^{\circ}$ . Угловой размер знаков  $\beta$  связан с их линейными размерами соотношением

$$\operatorname{tg} \frac{\beta}{2} = \frac{h}{2L} \quad (5.1)$$

где  $h$  – линейный размер наблюдаемого объекта;  $L$  – расстояние от наблюдателя до наблюдаемого объекта по линии зрения.

Пользуясь выражением (5.1) можно подсчитать, что оптимальный линейный размер шкал при дистанции наблюдения 750–900 мм составляет 40–60 мм. При уменьшении размера шкалы примерно до 20 мм точность и скорость отсчетов снижаются незначительно, ниже этого предела результаты отсчетов существенно ухудшаются. То же самое наблюдается и при увеличении размера до 120–150 мм.

Шкалы приборов градуируются штриховыми отметками. Точность считывания зависит от размеров отметок и расстояния между ними. Цена деления шкалы устанавливается исходя из заданной погрешности и быстроты отсчета. Если погрешность отсчета не задана, цена деления шкалы выбирается соизмеримой с погрешностью датчика. При обычных расстояниях между отметками шкалы погрешность отсчета равна половине цены деления шкалы.

Рекомендуются следующие минимальные размеры отметок (длина и толщина соответственно): основные 25' и 5', средние 20' и 3', малые 12' и 1'. Оптимальное расстояние между основными отметками считается равным 12–18 мм. Дальнейшее увеличение ухудшает считывание показаний.

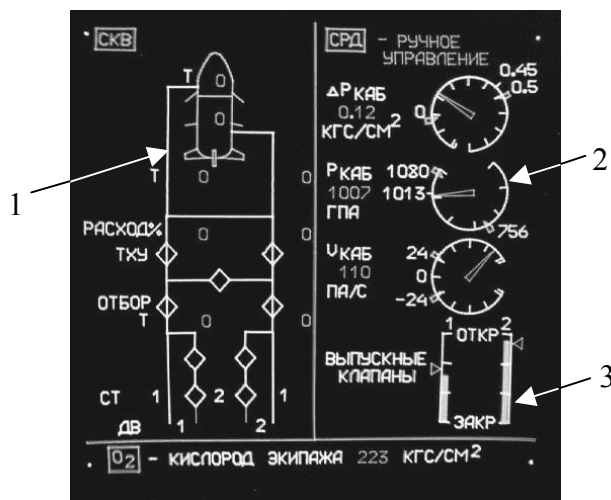


Рис.5.8. Вид индикации по системам кондиционирования воздуха и регулирования давления на самолете ИЛ-114-100:

1 - мнемосхема системы кондиционирования, 2 - неподвижная круглая шкала с поворачивающейся стрелкой, 3 - на неподвижной шкале вертикальный столбик показывает положение клапана

Чем больше интервал между отметками, тем быстрее и безошибочнее считывается информация. Увеличение числа мелких отметок приводит к снижению скорости и точности считывания. Для шкал с неподвижной шкалой и подвижной стрелкой максимальное количество отметок не должно превышать 100. Оптимальная величина самого маленького интервала 6–8' (1,5 мм при дистанции наблюдения 750 мм). При необходимости интерполяции (стрелка останавливается между делениями) лучшие результаты наблюдаются тогда, когда оператор должен мысленно делить отмеченный интервал не более чем на 5 частей.

Шкалы градуируются в абсолютных единицах или в относительных единицах (чаще всего – в процентах от максимальной величины). Шкалы могут иметь равномерную градуировку и неравномерную. Вид градуировки шкалы зависит от диапазона изменения параметра, рабочего диапазона измерения и требуемой точности измерения в той или иной точке диапазона измерения. Чаще всего применяют линейные шкалы. Логарифмическую шкалу следует применять осторожно, так как с нее трудно считывать информацию.

Шкалы, предназначенные для выдачи количественной информации, имеют оцифровку. Наиболее эффективными являются шкалы с ценой деления 1, 5 или 10 и с соответствующей оцифровкой. Цифры наносятся только у основных отметок. Точность считывания цифр зависит от их высоты, формата, толщины обводки, расстояния между соседними цифрами. Здесь должны быть выполнены основные требования, которые предъявляются к знаковой индикации.

Важное значение при считывании показаний со шкал имеет форма стрелок и указателей. Наибольшее преимущество перед остальными имеет клиновидная стрелка; толщина ее острия должна быть не более ширины самой малой отметки шкалы. Оптимальная величина угла в острие клиновидной стрелки -  $20^\circ$ . Кроме того, пилот быстрее и точнее ориентируется в показаниях, если кончик стрелки не пересекает делений шкалы, а только касается или, лучше, находится от них на расстоянии 0,4–1,5 мм. Должен обеспечиваться высокий контраст указателя с фоном.

Шкалы могут и не иметь отметок и оцифровки (качественная индикация), если важно не абсолютное значение параметра, а нахождение его в определенном диапазоне или степень близости к определенным порогам. Например, шкала может иметь три диапазона, отмечающих нормальное значение параметра (скажем, температуры масла), а также слишком низкое и слишком высокое (рис.5.9).

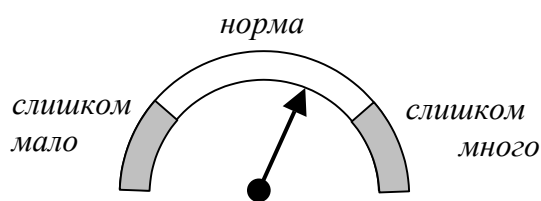


Рис.5.9. Качественная индикация

### ***Знаковая индикация***

Знаковая индикация имеет свои достоинства: она занимает мало места (по сравнению, например, с текстовыми сообщениями), быстро воспринимается, может быть понятна без знания языка.

Используют различные виды знаков: абстрактные фигуры, условные обозначения, пиктограммы. Некоторые примеры знаковой индикации можно видеть на рис.5.7,5.8. Для формирования знака используют правила мнемоники. Два основных способа построения знаков – индуктивный и дедуктивный. В первом случае в качестве основы берется изображение обозначаемого объекта и затем путем упрощения одних элементов и усиления других оно

преобразуется в условный знак. При построении знаков дедуктивным способом в качестве основы берутся абстрактные геометрические фигуры, в которые вводятся дополнительные элементы (буквы, цифры, штрихи и т.д.). Количество дополнительных элементов знака должно соответствовать количеству признаков или свойств отображаемого объекта. В случае избыточности элементов наблюдается неоднозначность приема информации: оператор приписывает объектам несуществующие признаки. При недостаточности элементов снижается надежность приема информации: при декодировании оператор путает одни знаки с другими.

В большинстве случаев скорость и точность различения и опознания тем выше, чем более похож отображаемый знак на реальный объект.

Могут также использоваться абстрактные знаки, в которых не сохраняется никакого сходства с изображаемым объектом, но используется какая-то популярная ассоциация, например, значок молнии может обозначать радиосвязь.

Чем сложнее изображение знака, тем больше требуется времени для его опознания. Лучше всего использовать знаки средней сложности. Более точно опознаются знаки, контур которых имеет резкие перепады.

При выборе изображения знака нужно учитывать привычные ассоциации человека, его жизненный и профессиональный опыт. Так, например, размеры отображаемого знака хорошо ассоциируются с размерами реального объекта и его важностью (значением). То же самое относится и к яркости знака: ее величина также хорошо ассоциируется с размерами и значением объекта.

Пространственная ориентация знака может использоваться для отображения направления движения.

В условиях не ограниченного времени наблюдения угловой размер простого знака должен быть не менее 15'–18', сложного знака – 35'–40'. Размер наименьшего дополнительного элемента сложного знака должен быть не менее 8'. При коротких экспозициях (до 50 мс) размер контура знака должен быть не менее 1°, дополнительных деталей – 30'–40'.

Ширина линий зависит от освещенности и контраста знаков с фоном. При обратном контрасте (знаки светлее фона) ширина линий берется равной 1/10 высоты знака; при прямом контрасте (знаки темнее фона) ширину линий нужно брать равной 1/6 высоты. Знаки, рассматриваемые на просвет (индикация на лобовом стекле, нашлемная индикация), могут иметь меньшую ширину линий: 1/30–1/40 высоты знака.

Установлено, что заливка знаков, простая форма, подчеркивание существенных признаков уменьшают время их поиска на экране.

### ***Цифробуквенная индикация***

Широко распространенным видом знаковой индикации являются буквы и цифры. Минимальный размер цифр и букв, который рекомендуется для

надежного считывания, составляет 16' (3,25 мм при расстоянии до глаз пилота 700 мм), лучше использовать знаки размером 20'–22', для быстрого нахождения рекомендуется размер 22'–24'. Если необходимо обеспечить одновременно и скорость, и точность опознания, оптимальный размер составляет 35'–40'.

Если высоту знака условно обозначить  $h$ , то рекомендуемая ширина знака –  $(0,6 \div 0,8) \cdot h$  (причем,  $0,6h$  рекомендуется для цифр, а  $0,8h$  – для букв). Расстояние между знаками должно быть не менее ширины одной буквы. Толщина контура должна лежать в пределах  $(0,08 \div 0,2) \cdot h$ , рекомендуется  $0,12 \cdot h$ .

Шрифт (то есть особенности очертания знаков) в идеальных условиях значения не имеет. Для быстрого считывания информации в напряженных и далеких от идеальных условиях предпочтительней шрифты без засечек, такие как Arial, Helvetica, Sans Serif.

Часто буквы и цифры формируются из отдельных дискретных элементов: сегментов, точек, отрезков, строчек телевизионного растра. На качество воспроизведения знаков влияет число элементов, служащих для формирования алфавита знаков. Установлено, что для качественного считывания цифро-буквенного алфавита при функциональном способе формирования знаков число сегментов должно находиться в пределах 8–16, при растровом способе оптимальное число строчек растра, приходящееся на один знак, равно 10. Увеличение числа сегментов и строк уже не приводит к увеличению точности считывания знаков.

При точечном (матричном) способе формирования знаков хорошей считается матрица 5x7 или 6x9, еще лучше 7x11 или 9x11. Дальнейшее увеличение размеров точечной матрицы также не приводит к повышению качества чтения знаков. При этом оптимальное отношение высоты знака к диаметру точки лежит в пределах от 7:1 до 13:1. Взаимное перекрытие точек уменьшает точность считывания.

Читаемость знаков, образованных растровым, точечным или функциональным способом (штриховые знаки), практически одинакова. Это относится к знакам без перекрытия отдельных элементов. В противном случае штриховые знаки имеют некоторое преимущество по точности опознания по сравнению с точечными знаками.

К цифробуквенной индикации относятся аббревиатуры и сокращения. Они должны быть как можно короче (не более 6 знаков), но при этом должны оставаться уникальными и легко различимыми. Общий способ создания аббревиатур – исключение из слова всех гласных, а потом удаление двойных согласных из остатков слова. Не следует использовать аббревиатуры и сокращения, если подобные комбинации букв уже широко используются для обозначения других объектов.

Текстовые сообщения должны быть короткими. Следует избегать слов и выражений, значение которых зависит от ударения или пунктуации, а также жаргонных выражений.

## Счетчики

В авиационных приборах часто параметры индицируют в виде цифровых счетчиков (поз.1,6 на рис.5.7). Это один из видов знаковой индикации, поэтому для него справедливо все, что сказано про такую индикацию выше. Однако следует учитывать и некоторые особенности.

Для индикации параметров управления эта форма индикации неприемлема, для нее используется только шкальная индикация. Счетчики же используют для индикации параметров, для которых требуются быстрые, точные отсчеты и нет необходимости знать направление и скорость изменения параметра. В статических условиях (при неизменном значении контролируемого параметра) точность отсчета по счетчику выше, чем по шкале. Однако при быстром изменении параметра количество ошибочных отсчетов увеличивается и становится больше, чем у шкал.

Числовые значения параметров следует индицировать только тогда, когда пилоту действительно нужно знать количественную величину. Причем точность представления информации должна быть не выше той, которая требуется пилоту для решаемых в данный момент задач. Избыточная точность только увеличивает время восприятия информации. По сравнению с 3-разрядными счетчиками, считывание значений 4-6-разрядных счетчиков занимает на 50% больше времени, а 7-разрядные считываются вдвое дольше.

Цифры на счетчиках должны меняться в ожидаемой последовательности (например, 0, 1, 2, 3,...).

Если нельзя избежать индикации дробной части числа, то цифры целой и дробной частей должны ясно разделяться (точкой, цветом, размером).

Счетчиком трудно пользоваться, если значение параметра быстро меняется (цифра индицируется менее 0,75 с), особенно если требуется оценить скорость и направление изменения. Поэтому рекомендуется менять цифры на счетчике скачками. Для непрерывно меняющихся цифр (счетчик барабанного типа, см. поз.1 рис.5.7) для точного отсчета требуется на 10% больше времени, чем в том случае, когда цифры меняются скачком.

Легче и быстрее опознаются цифры, состоящие из отрезков прямых линий. Можно использовать, например, шрифты Бергера, Макворта, Слейта (рис.5.10). В порядке легкости опознания цифры располагаются следующим образом: 1,4,7,5,3,0,8,2,6,9.

а) 0,1,2,3,4,5,6,7,8,9

б) 0,1,2,3,4,5,6,7,8,9

в) 1,2,3,4,5,6,7,8,9,0

Рис.5.10. Типы шрифтов [63]:  
а-Бергера, б-Макворта, в-Слейта



## ***Статусная индикация***

Статусные индикаторы передают состояние контролируемого объекта или процесса в виде дискретных уровней. Количество уровней соответствует количеству состояний. Обычно статусные индикаторы имеют два состояния, например, «включено» и «выключено». Не рекомендуется придавать статусному индикатору больше, чем 3 состояния.

В отношении статусных индикаторов следует придерживаться философии «темной кабины»: когда отображаемый таким индикатором объект/процесс находится в нормальном состоянии (например, «питание включено»), такой индикатор не стоит индицировать, если только у пилота нет причин считать, что состояние в данный момент отличается от нормального.

Для передачи статусной информации можно использовать цвет символа, однако использовать один только цвет нежелательно, лучше сопровождать его текстом или символом. Красный и желтый цвет применяется только в случае опасности.

Статусный индикатор должен обнаруживаться пилотом. На обнаружение влияют размер, цвет, яркость, контраст, мигание индикатора. У высокоприоритетной информации указанные атрибуты должны превосходить соответствующие атрибуты низкоприоритетной информации. Форма статусного индикатора мало влияет на его обнаружение. А вот от положения статусного индикатора в поле зрения пилота вероятность его обнаружения существенно зависит. Следует иметь в виду, что индикаторы в нижней половине поля зрения обнаруживаются немного быстрее, чем в верхней. Также установлено, что статусные индикаторы красного цвета обнаруживаются человеком на 75% позднее, чем индикаторы другого цвета.

Мигающие индикаторы обнаруживаются быстрее, но эффект уменьшается, если в поле зрения присутствуют другие мигающие стимулы. Сигнальные сообщения (аварийные и предупреждающие) представляют собой разновидность статусных индикаторов. Они должны иметь заметные отличия от нормальных сообщений, привлекающие к ним внимание (размер, яркость, мигание) и должны предъявляться пилоту как минимум до тех пор, пока не будут замечены. Очень важно избегать ложной сигнализации. Если исходная информация ненадежна, лучше не показать сообщение, чем выдать ложное.

### **5.3. Характеристики индикаторов**

Бортовые индикаторы, размещаемые на приборной доске в кабине экипажа, характеризуются рядом параметров – геометрических, светотехнических, массогабаритных и других. К основным характеристикам относятся:

- форма и размер экрана, а в случае прямоугольного экрана - соотношение его сторон (aspect ratio);
- допустимые углы обзора;
- разрешающая способность;
- форма и состав пикселя;
- яркость изображения, равномерность яркости по площади экрана, возможности по регулировке яркости;
- контрастность изображения;
- цветовые возможности;
- коэффициенты отражения экрана;
- частота регенерации изображения;
- точность воспроизведения изображения, геометрические искажения;
- используемое электропитание, потребляемая мощность;
- масса и габариты;
- наработка на отказ.

Кроме перечисленных характеристик индикаторы различаются своими возможностями, в первую очередь:

- наличием встроенного вычислителя - генератора символов;
- способностью показывать видеоизображение от внешнего источника и возможностью накладывания на это изображение другой информации.

Для индикаторов военных ЛА также имеет значение совместимость индикаторов с очками ночного видения, в которых может находиться пилот. Для обеспечения такой совместимости на экран индикатора устанавливают фильтры, обрезаящие инфракрасное излучение, которое создает помехи очкам ночного видения.

**Форма и размер экрана.** Существующие бортовые индикаторы имеют экран квадратной или прямоугольной формы. Такая форма вызвана как технологическими ограничениями используемых плоскостельных технологий, так и соображениями удобства компоновки индикаторов на приборной доске.

Квадратная форма экрана, то есть соотношение сторон (горизонталь к вертикали) 1:1, более предпочтительна для индикации карты и другой информации в ограниченном пространстве приборной доски. Большинство бортовых экранных индикаторов первых поколений имело квадратный экран, этот формат был утвержден и авиационными стандартами. Однако в последнее время на первый план вышли соображения стоимости и ситуация изменилась. В связи с тем, что разработка элементной базы индикации специально для авиации чересчур дорога и при малых потребностях этого сегмента рынка не окупается, разработчики индикаторов сориентированы на применение модифицированных или упрочненных коммерческих индикационных панелей, которые используются в дисплеях переносных компьютеров и имеют формат 4:3. Поэтому в настоящее время неформальным стандартом для авиационных индикаторов стало соотношение сторон экрана 4:3. У индикаторов малого и среднего размера чаще используется портретное расположение экрана, при

котором более длинная сторона располагается вертикально (формат 3:4), у индикаторов большого размера – ландшафтное, при котором длинная сторона располагается горизонтально (формат 4:3). Некоторые индикаторы показывают видеоизображение в телевизионном формате 4:3, а символы рисуют в формате 1:1.

Размер экрана бортовых электронных индикаторов с момента их появления на борту медленно, но постоянно растет. Вначале устанавливались индикаторы с экранами небольшого размера - 100x100 мм или 125x125 мм. На современных ЛА основные индикаторы имеют экран размера 150x200 мм или 200x200 мм. И с совершенствованием технологии размеры экранов индикаторов продолжают увеличиваться. Сегодня на новейших военных и гражданских ЛА можно видеть индикаторы с диагональю экрана 12"-14" (250-350 мм). Аналогичная тенденция наблюдается и в коммерческих дисплеях: с момента появления в 1988 г. и до 2000 г. размер диагонали жидкокристаллических индикаторов с активной матрицей увеличился с 3 до 30 дюймов.

**Углы обзора.** Экран индикатора может наблюдаться под разными углами, при этом качество изображения может изменяться. Обычно с отклонением наблюдателя от центра экрана в сторону качество изображения ухудшается. Углы обзора индикатора – это углы, под которыми изображение имеет приемлемое качество. Их измеряют от нормали к центру экрана, а качество характеризуют минимально-допустимым контрастом изображения. Обычно диапазоны углов обзора указывают в двух направлениях: по горизонтали и по вертикали.

Для некоторых технологий индикации, например для электронно-лучевых трубок, углы обзора не являются критичным фактором. Что касается жидкокристаллических индикаторов, которые повсеместно используются в кабинах современных самолетов, у них углы обзора ограничены. Жидкокристаллический (ЖК) материал обладает двойным лучепреломлением, поэтому он превращает линейно поляризованный свет, падающий на поляризатор под номинальным углом, в эллиптически поляризованный свет, отклоняющийся от первоначального направления (раздел 5.8). Так как свет эллиптически поляризован, линейный поляризатор на передней панели индикатора направляет часть падающего на него света в сторону. Возникают утечки света от лампы подсвета в направлениях, отличающихся от перпендикуляра к плоскости экрана, причем с увеличением угла отклонения утечки увеличиваются и, как следствие, уменьшается контраст изображения, ухудшаются яркость и хроматичность.

В кабине истребителя, где пилот, как правило, один и сидит близко к приборной доске, требования к углам обзора невысоки. Например, на F-22А, исходя из положений, которые может занимать голова пилота и с учетом различий антропометрических характеристик пилотов, предъявленные к индикаторам требования по углам обзора оказались весьма скромными:  $\pm 25^\circ$

по горизонтали и  $\pm 10^\circ$  по вертикали, т.е. диапазон углов обзора составляет всего  $50^\circ$  по горизонтали и  $20^\circ$  по вертикали. В больших кабинах транспортных и пассажирских самолетов требования к углам обзора выше. Ориентировочно можно считать, что диапазон углов обзора должен быть:

- не менее  $30^\circ$  по горизонтали ( $\pm 15^\circ$ ) и не менее  $30^\circ$  по вертикали - в кабине с одним пилотом,
- $120^\circ$  по горизонтали и  $60^\circ$  по вертикали - в кабинах с двумя пилотами.

Современные ЖКИ легко перекрывают эти требования. Коммерческие дисплеи обеспечивают диапазон углов обзора  $140^\circ$ - $170^\circ$  как по горизонтали, так и по вертикали. У авиационных индикаторов успехи скромнее, но лучшие из них обеспечивают диапазон  $120^\circ$ - $130^\circ$  по горизонтали и  $90^\circ$ - $120^\circ$  по вертикали.

Углы обзора зависят от режима работы ЖК панели. Нормально черные ЖК панели имеют лучшие углы обзора по сравнению с нормально белыми.

**Разрешающая способность и информационная емкость.** Разрешающая способность характеризует способность индикатора показывать мелкие детали изображения. В зависимости от принятого способа построения изображения разрешающую способность можно оценить по минимальной толщине линии, которую способен показать индикатор, или по минимально возможному для данного индикатора диаметру точки на экране. Для индикаторов с растровым способом построения изображения такая элементарная точка называется *пикселем*. Пиксель может находиться в двух состояниях – светящемся и темном. Для дисплеев компьютеров и для телевизоров разрешающую способность часто оценивают, исходя из линейного размера пикселя или толщины линии. При этом ее выражают несколькими способами:

- а) непосредственно линейным размером в мм;
- б) плотностью пикселей/линий – их количеством на единицу длины (1 см или 1 дюйм);
- в) удельным количеством пикселей, т.е. количеством пикселей на единицу площади экрана ( $1 \text{ см}^2$  или 1 кв.дюйм);
- г) общим количеством пикселей по горизонтали  $H$  и по вертикали  $V$  экрана в виде  $H \times V$  (например,  $1024 \times 768$ ) или ссылкой на стандартное коммерческое разрешение экрана – VGA, HVDT и т.п. (табл.5.2);
- д) числом линий развертки по вертикали.

Такие способы оценки разрешающей способности позволяют сравнивать индикаторы между собой, однако указание одного только линейного размера пикселя/линии или производных от него характеристик ничего не говорит о том, способен ли человек различить эту отдельную точку/линию и следовательно насколько хорош данный индикатор: необходимо еще знать, на каком расстоянии находится экран от наблюдателя. Поэтому в общем случае размер точки или толщину линии было бы логичнее выражать через угловой размер, занимаемый этой точкой/линией в поле зрения наблюдателя, и измерять в угловых единицах – долях радиана или градуса. В частном случае

дисплеев компьютеров разрешающую способность можно свести к линейным размерам, так как положение экрана относительно наблюдателя считается фиксированным и известным. Действительно, в том случае, когда прямо перед человеком-оператором находится только один экран, угловой размер пикселя в центре и в углу экрана отличается не слишком заметно. Например, при нахождении оператора в 40 см от экрана 15" дисплея SXGA (1024x768) угловой размер точек в центре экрана и на краях отличается на 9% и этим можно пренебречь. В кабине экипажа, где пилот пользуется разными индикаторами, разнесенными по площади приборной доски (а в кабинах с двумя пилотами они оба могут использовать еще и индикаторы на средней приборной доске), разница в угловых размерах точек на индикаторах может быть весьма существенна.

Таблица 5.2

**Стандарты разрешающей способности**

<i>Стандарт разрешения</i>	<i>Формат изображения</i>	<i>Разрешение, HxV</i>
QVGA	4:3	320x240
VGA	4:3	640x480
SVGA	4:3	800x600
XGA	4:3	1024x768
SXGA	5:4	1280x1024
UXGA	4:3	1600x1200
SDTV	4:3 или 16:9	704x480
HDTV	16:9 16:9	1920x1080 1280x720

При увеличении разрешающей способности индикатора улучшается качество восприятия изображения. Считается хорошей разрешающая способность близкая к разрешающей способности глаза - 1'. Хотя глаз обеспечивает такую разрешающую способность только в ограниченной зоне обзора, это не означает, что за пределами этой зоны требования к разрешающей способности индикатора могут быть снижены: во-первых, при передаче движущихся изображений и периферийное зрение чувствительно к такому разрешению, во-вторых, глаз очень быстро может перемещаться в пределах широкого диапазона углов обзора. Минимальная разрешающая способность, при которой индикатор еще можно считать приемлемым для бортового применения – 100 угловых секунд.

Оценить угловой размер изображения  $\alpha$ , создаваемый на сетчатке одним пикселем индикатора можно по формуле

$$\alpha = \arctan \frac{S}{D} \quad , \quad (5.2)$$

где  $S$  – линейный размер пикселя,  $D$  – расстояние от глаз пилота до экрана.

Исходя из (5.2), при типичном для кабины экипажа расстоянии до приборной доски  $D=750$  мм размер пикселя, эквивалентный разрешающей способности глаза 1', равен 0,21 мм, отсюда плотность пикселей должна быть

не менее 47 на 1 см. Это означает, что, например, индикатор размером 6"x8" должен иметь разрешающую способность не хуже 768x1024, а индикатор 9"x12" - не хуже 1050x1400.

У первых промышленных ЖК индикаторов в 1988 г. плотность была на уровне 30 пиксель/см, сейчас стандартной считается 47 пиксель/см. В авиационных ЖК индикаторах плотность сейчас составляет 30-50 пиксель/см. Проведенные исследования показывают, что для достижения оптимальной разрешающей способности в бортовых индикаторах потребуется плотность 63-67 пиксель/см (для индикатора 9"x12" это соответствует разрешающей способности 1500x2000). В перспективных индикаторах, показывающих подвижные и сложные изображения, например, «туннель в небе» (раздел 11.3), потребуется плотность порядка 80 пиксель/см. В трехмерных аутостереоскопических дисплеях, появление которых на борту ожидается в более отдаленной перспективе, для того, чтобы сохранить разрешающую способность, горизонтальную плотность пикселей нужно будет увеличить вдвое.

Разрешающая способность определяет не только возможное качество изображения, она является мерой информационной емкости экрана: при равной площади экрана индикатор с большей разрешающей способностью может разместить на экране больше информации. По существу пиксель является аналогом информационного бита и чем больше таких единиц изображения включает экран, тем больше его информационная емкость. Поэтому информационную емкость  $I$  можно определить как общее количество пикселей экрана:

$$I = H \cdot V,$$

где  $H$  и  $V$  – разрешающая способность, соответственно, по горизонтали и вертикали. Информационная емкость выражается в миллионах пикселей – мегапикселях (Мпикселях).

В компьютерной промышленности ЖК дисплеи в течение 13 лет существования непрерывно наращивали свою информационную емкость: от 0,03 Мпикселя (VGA) до 1,3 Мпикселя (SXGA). Телевидение высокой четкости требует разрешающей способности 1920x1080 (2 Мпикселя). Сейчас доступны мониторы с разрешающей способностью 2000x2000 (4 Мпикселя), а 22" цветной ЖК монитор фирмы IBM имеет информационную емкость 9,2 Мпикселя. Авиационные индикаторы повторяют путь промышленных дисплеев. Сейчас их информационная емкость составляет от 0,3-0,4 Мпикселя (серийно выпускаемые индикаторы разработки 5-7-летней давности) до 1,3-1,4 Мпикселя (новые индикаторы с большим экраном). По прогнозам информационная емкость основных индикаторов в будущем составит около 5 Мпикселей, другие индикаторы на приборной доске будут иметь информационную емкость 1-2 Мпикселя.

Индикаторы, о которых шла речь выше, представляют информацию в виде двумерных изображений. Человеческое зрительное восприятие является

трехмерным и с учетом третьего измерения зрительная система человека имеет информационную емкость 1000 Мпикселей (1 гигапиксель). Индикаторы, представляющие трехмерные изображения, уже появляются, но для авиационного применения они пока не пригодны.

**Структура пикселя.** В монохромных индикаторах пиксель является мельчайшей структурной единицей изображения и собственной структурой не обладает. У цветных индикаторов различают цветной пиксель и субпиксель. Цветной пиксель состоит как минимум из 3 субпикселей красного, синего и зеленого цветов, которые вместе создают нужный цвет. В бортовых индикаторах в состав цветного пикселя иногда добавляют четвертый субпиксель зеленого цвета, что позволяет показывать монохромное зеленое изображение от сенсоров (оптико-локационной станции, радиолокатора) с вдвое большей разрешающей способностью, так как количество управляемых зеленых точек на экране оказывается вдвое большим.

Субпиксели могут располагаться в виде вертикальной или горизонтальной полосы (stripe), треугольника (delta triad) или квадрата (quad). Исследования фирмы Honeywell показали, что форма треугольника является оптимальной для индикаторов, предназначенных для пассажирских магистральных самолетов. Для военных ЛА, у которых требуется индикация изображений от сенсоров, предпочтительней структура quad RGBG (RGGB), т.е. квадрат с одним красным, одним синим и двумя зелеными субпикселями.

Структура пикселя имеет значение при ограниченной разрешающей способности. По мере ее увеличения важность расположения субпикселей уменьшается.

**Яркость.** Яркость является основной характеристикой света. Величиной яркости определяется величина нервных импульсов, возникающих в сетчатке глаза. Источник света или освещенный предмет будет тем лучше виден, чем большую силу света излучает каждый элемент поверхности в направлении глаза. Яркость элемента индикации определяется как отношение силы света, испускаемой в направлении оператора к площади светящегося знака

$$B = \frac{J}{S \cdot \cos \beta}$$

где  $J$  – сила света, т.е. световой поток, излучаемый на единицу телесного угла;  $S$  – площадь светящейся поверхности;  $\beta$  – угол между плоскостью экрана и направлением на наблюдателя. Яркость измеряется в канделах на квадратный метр.

В общем случае яркость предмета определяется двумя составляющими - яркостью излучения и яркостью за счет внешней засветки (яркостью отражения):

$$B = B_{\text{изл}} + B_{\text{отр}} .$$

Яркость излучения определяется мощностью источника света и его светоотдачей. Яркость отражения определяется уровнем освещенности данной поверхности и ее отражающими свойствами:

$$V_{\text{отр}} = \frac{E \cdot \rho}{\pi}$$

где  $E$  – освещенность поверхности;  $\rho$  – коэффициент отражения поверхности,  $\pi$  - константа (3,14).

Индикатор должен обеспечивать яркость, позволяющую надежно считывать с его экрана информацию во всех условиях применения. Требуемая яркость изображения определяется, в основном, уровнем освещенности экрана: с увеличением освещенности изображение становится хуже различимым, «расплывается». Для мониторов компьютеров, которые эксплуатируются при низкой освещенности (на земле, затененное помещение) норма яркости составляет 25-65 кд/м<sup>2</sup>, для различения мелких деталей требуется не менее 100 кд/м<sup>2</sup>, для опознания подвижных изображений - не менее 300 кд/м<sup>2</sup>. К авиационным индикаторам предъявляются значительно более высокие требования по яркости, так как освещенность увеличивается с увеличением высоты над поверхностью земли. Для пассажирских самолетов освещенность в плоскости приборной доски в зоне прямого попадания солнечных лучей может достигать величины 70000-78000 лк, однако такой уровень освещенности. в процессе длительного полета достаточно редкое явление и составляет 2-5% от общего времени полета. В то же время освещенность в плоскости приборной доски в пределах 30000-50000 лк при полетах самолета на высотах до 15000 м встречается довольно часто. На военных самолетах, имеющих прозрачный фонарь и летающих на больших высотах, освещенность в кабине может достигать 100000 лк. Так как индицируемая информация жизненно важна, индикатор должен быть рассчитан на предельный для данного класса ЛА уровень освещенности.

Военный американский стандарт MIL-L-85762A требует, чтобы яркость индикаторов была не ниже 550 кд/м<sup>2</sup> для цветных индикаторов и 343 кд/м<sup>2</sup> для монохромных. Однако на самолете С-130 были проведены специальные летные исследования по программе Reliability and Maintainability Technology Insertion Program - РАМТИР (самолет налетал более 1000 часов в различных климатических условиях), которые показали, что яркости 550 кд/м<sup>2</sup> установленных на приборной доске 5 ЖК индикаторов недостаточно, необходимо иметь возможность увеличивать яркость индикаторов до 700-750 кд/м<sup>2</sup>. Другие исследователи называют цифру 800 кд/м<sup>2</sup>. Первоначальные требования по яркости к индикаторам истребителя F-22 были 1200 кд/м<sup>2</sup>, впоследствии они были снижены до 700 кд/м<sup>2</sup>. Сейчас общепризнанно, что уровень яркости в белом 685 кд/м<sup>2</sup> для авиационного индикатора является приемлемым компромиссом. С учетом того, что в ЖК индикаторе коэффициент пропускания цветной ЖК панели на активных матрицах обычно составляет



около 4%, для достижения указанной яркости индикатора лампа подсвета должна обеспечивать в течение всего срока своей жизни (30000 ч) яркость не ниже 17000 кд/м<sup>2</sup>.

Для индикаторов с большим экраном, в которых в основном используются коммерческие ЖК панели, достижение указанного уровня яркости проблематично. Максимальная яркость коммерческих панелей – около 300 кд/м<sup>2</sup>.

Яркостные характеристики бортового индикатора должны учитывать не только возможный уровень освещенности в плоскости приборной доски, но также и то обстоятельство, что пилот постоянно переводит взгляд из закабинного пространства на индикатор и обратно. Если солнце бьет ему в глаза, то для различения информации на экране после перевода взгляда в кабину требуется аккомодация глаз. Чтобы сократить время аккомодации индикатор должен обеспечивать очень высокую яркость. Исследования на земле в помещении с естественным освещением показали, что при переводе взгляда, сфокусированного в бесконечность, на экран индикатора зависимость времени переаккомодации от яркости изображения имеет явно выраженную ступеньку: при яркостях больше 750 кд/м<sup>2</sup> заметного сокращения времени аккомодации не наблюдается. Таким образом, если бы работа оператора требовала постоянного перевода взгляда за окно и обратно на индикатор, то на земле такой яркости было бы достаточно. Для условий авиационного применения подобные исследования также проводятся, известны предварительные результаты, согласно которым минимальное время аккомодации наблюдается при яркости индикатора порядка 1200-1370 кд/м<sup>2</sup>.

Ночью уровень яркости индикатора должен быть совсем другим, обычно требуется 0,35 кд/м<sup>2</sup>, если не используются очки ночного видения и 1 кд/м<sup>2</sup>, если используются. Желательно минимальный предел яркости иметь на уровне 0,1 кд/м<sup>2</sup>.

Так как в поле зрения оператора могут попадать предметы с различной яркостью, то в инженерной психологии вводится понятие *адаптирующей яркости*. Под ней понимают ту яркость, на которую адаптирован (настроен) в данный момент времени зрительный анализатор. Приблизительно можно считать, что для изображений с прямым контрастом адаптирующая яркость равна яркости фона, а для изображения с обратным контрастом — яркости предмета. Наилучшие условия для работы будут при уровнях адаптирующей яркости, лежащей в пределах от нескольких десятков до нескольких сотен кд/м<sup>2</sup>. Сигналы с большей яркостью могут вызвать нежелательное состояние глаз - ослепленность. *Слепящая яркость* изображений определяется размером светящейся поверхности наблюдаемого объекта, яркостью сигнала и уровнем адаптации глаза [63]:

$$B_{сл} = B_a + \frac{840}{\sqrt[4]{\beta}} \sqrt[3]{B_a} ,$$

где  $\beta$  - телесный угол наблюдения светящейся поверхности (в стерadianах);  
 $V_a$  - адаптирующая яркость.

Для создания оптимальных условий зрительного восприятия необходимо не только обеспечить требуемую яркость и контраст сигналов, но также и равномерность распределения яркостей в поле зрения, чтобы восприятие информации не требовало постоянной переадаптации глаз. *Равномерность яркости* определяется как отношение минимальной яркости светящихся элементов к максимальной, по всему полю индикатора она должна быть не менее 1:3. Если изменение яркости по площади экрана на 50-100% вполне приемлемо, то резкие перепады яркости уже в 5% различимы глазом и не должны иметь места. Поэтому иногда задают равномерность яркости отдельно на большой и на малой площади.

В интервале между минимальной и предельной для данного индикатора яркостью должна обеспечиваться возможность плавного регулирования яркости. Для аналоговых индикационных устройств типа ЭЛТ возможности регулировки характеризовали количеством градаций яркости. Градации яркости различаются в  $\sqrt{2}$  раз (примерно в 1,414 раз). Это отношение не несет какого-то физического смысла, так как человеческий глаз способен различать в несколько раз меньшие отличия в яркости, а установилось исторически. Для индикационных устройств с линейной яркостной характеристикой, представителем которых является ЭЛТ, количество градаций яркости *SOG* связано с коэффициентом контрастности  $K_{и}$  следующим соотношением:

$$SOG = \frac{\lg K_{и}}{\lg \sqrt{2}} + 1 .$$

Некоторые из рассчитанных по этой зависимости точек приведены в таблице 5.3.

Таблица 5.3

SOG	1	2	3	4	8	16
$K_{и}$	1,00	1,41	2,00	2,83	11,3	181

Современные плоскпанельные индикаторы (жидкокристаллические и другие) в большинстве случаев не являются аналоговыми: их яркость может меняться только дискретно, то есть с определенным шагом. Диапазон регулирования этих индикаторов характеризуют числом этих ступеней, которое имеет совершенно иной смысл, чем для аналоговых индикаторов, так как ступени отличаются между собой не в  $\sqrt{2}$  раз, а в совершенно другом, выбранном разработчиком, соотношении. Кроме числа ступеней регулирование яркости характеризуется законом регулирования – линейным, логарифмическим или другим. При линейном законе регулирования яркости число ступеней указывают в виде отношения, например, 9600:1, что при

максимальной яркости  $700 \text{ кд/м}^2$  означает, что минимальный шаг изменения яркости и минимальное значение яркости составляют  $\frac{700}{9600} = 0,07 \text{ кд/м}^2$ .

Для современного авиационного индикатора минимально приемлемым считается диапазон регулирования яркости 4000:1, от  $685 \text{ кд/м}^2$  до  $0,17 \text{ кд/м}^2$ . Для ЖКИ с учетом влияния на лампу подсвета температуры и старения желательно иметь гораздо более широкий диапазон регулирования. У многих современных ЖКИ обеспечивается диапазон регулирования 10000:1, 20000:1 и даже 30000:1.

Регулирование яркости может производиться как вручную пилотом, так и автоматически самим индикатором. Автоматическая регулировка позволяет без участия пилота поддерживать необходимый контраст изображения при изменении внешней освещенности. Для этого индикатор должен иметь датчик освещенности. Автоматическая регулировка характеризуется диапазоном регулирования (обычно от 100 до 100000 лк), временем отклика и законом регулирования.

В перспективных индикаторах ожидается диапазон яркости:

- для пассажирских ЛА от 3,4 до  $750 \text{ кд/м}^2$ ;
- для военных самолетов от 0,1 до  $1200 \text{ кд/м}^2$ .

Диапазон регулирования яркости должен возрасти до 40000:1.

**Контраст.** Видимость предметов определяется также контрастом их по отношению к фону. Контраст характеризует качество воспроизводимой на индикаторе информации и влияет на время восприятия оператором индикации, скорость считывания и точность опознания, что имеет большое значение в условиях дефицита времени, отводимого пилоту на обзор индикатора.

Различают яркостный контраст и цветовой контраст. *Яркостный контраст* характеризует различимость предмета на фоне с точки зрения соотношения их яркостей, цветовой контраст - с точки зрения соотношения их цветов.

Есть два вида яркостного контраста, прямой (предмет темнее фона) и обратный (предмет ярче фона). Работа при прямом контрасте является более благоприятной, чем работа при обратном контрасте.

Количественно величина яркостного контраста оценивается как отношение разности в яркости предмета и фона к большей яркости:

$$K = \frac{B_{\max} - B_{\min}}{B_{\max}}$$

При прямом контрасте  $B_{\max}$  – яркость фона,  $B_{\min}$  – яркость символа; при обратном контрасте  $B_{\max}$  – яркость символа,  $B_{\min}$  – яркость фона.

Контраст может выражаться в относительных единицах или процентах. Контраст до 0,2 рассматривается как малый, 0,2-0,5 – как средний и более 0,5 – как высокий. Оптимальная величина контраста считается равной 0,6-0,95. Минимальное значение яркостного контраста, при котором глаз различает объект (порог контрастной чувствительности), равен 0,02-0,03 в случае, когда

точно известно направление на объект, и 0,07-0,09 при нефиксированном наблюдении.

Большое влияние на условия видимости предметов оказывает величина внешней освещенности. Однако это влияние будет различным при работе оператора с изображениями, имеющими прямой и обратный контраст. Увеличение освещенности при прямом контрасте приводит к улучшению условий видимости (величина контраста увеличивается). При обратном контрасте отраженный от экрана индикатора свет добавляется к излучаемому свету, при этом видимость символов ухудшается (величина контраста уменьшается).

Обеспечение требуемой величины контраста является только необходимым, но еще недостаточным условием нормальной видимости предметов. Нужно знать также, как этот контраст воспринимается в данных условиях. Для его оценки вводится понятие *порогового контраста*, который равен

$$K_{\text{пор}} = \frac{dB_{\text{пор}}}{B_{\phi}},$$

где  $dB_{\text{пор}}$  — пороговая разность яркости, т.е. минимальная разность яркости предмета и фона, впервые обнаруживаемая глазом,  $B_{\phi}$  — яркость фона.

Для нормальной видимости величина контраста  $K$  должна быть больше  $K_{\text{пор}}$  в 10—15 раз.

Величина порогового контраста зависит от яркости и размеров предметов. С увеличением яркости уменьшается значение порогового контраста, однако при яркости фона от 0 до 3000 кд/м<sup>2</sup> пороговый контраст практически не зависит от яркости фона и цветности свечения предъявляемой информации, а определяется только угловым размером изображений (знаков, цифр, символов, геометрических фигур и др.): пороговый контраст уменьшается при увеличении размера изображения, т.е. предмет большего размера виден при меньших контрастах.

Для оценки контраста часто вместо яркостного контраста используют *коэффициент контрастности*  $K_{\text{и}}$  (contrast ratio)

$$K_{\text{и}} = \frac{B_{\text{max}}}{B_{\text{min}}},$$

где при обратном контрасте  $B_{\text{max}}$  — средняя яркость символа;  $B_{\text{min}}$  — средняя яркость фона, при прямом - наоборот.

Яркостный контраст  $K$  и коэффициент контрастности  $K_{\text{и}}$  связаны между собой следующим образом:

$$K = 1 - \frac{1}{K_{\text{и}}}.$$

Часто  $K_{\text{и}}$  указывают в виде отношения, например,  $K_{\text{и}}=4,66$  записывают в виде 4,66:1.

Требования к бортовым индикаторам в части яркостного контраста в условиях максимальной освещенности 100000 лк установлены в ОСТ 1 00345-87 и руководстве по эргономическому обеспечению гражданской авиации РЭО-ГА-ЭТ (не менее, соответственно, 0,5 и 0,6). К настоящему времени эти требования несколько устарели. Современный уровень требований отражает таблица 5.4.

Таблица 5.4

**Требования по контрасту изображения**

<i>Вид индикации</i>	К	К <sub>и</sub>
цифровая	0,5	2
цифро-буквенная	0,67	3
графическая	0,79	4,66
видео	0,82	5,66

У существующих авиационных ЖК индикаторов коэффициент контрастности в условиях высокой освещенности составляет 5-8, при низкой (ночью) – 50-120.

За рубежом также приняты такие характеристики контраста, как:

- относительный контраст

$$K = \frac{V_{max} - V_{min}}{V_{min}};$$

- модуляция яркости (luminance modulation, Michaelson contrast)

$$K_{mod} = \frac{V_{max} - V_{min}}{V_{max} + V_{min}}.$$

Так как для краткости все четыре характеристики контраста ( $K$ ,  $K_{и}$ ,  $K_{отн}$ ,  $K_{mod}$ ) называют просто «контрастом», это часто создает путаницу.

**Коэффициент отражения.** Яркость фона индикаторных устройств при неизменном уровне освещенности растет с увеличением коэффициента отражения фона. Коэффициент отражения показывает, какая часть падающего на поверхность светового потока отражается ею. Во многом он определяется цветом поверхности и в большинстве случаев находится в диапазоне от 0,07 (черный цвет) до 0,9 (белый). Так как большинство электронных индикаторов работает в условиях обратного контраста (черный фон, яркие символы), то при увеличении яркости фона ухудшается контраст изображения, поэтому при разработке электронных индикаторов стараются обеспечить минимально возможную величину коэффициента отражения фона за счет использования нейтральных светофильтров, поляризационных пленок и просветляющих покрытий. В большинстве случаев эти меры негативно сказываются на яркости изображения: она уменьшается.

Свойства отраженного света зависят от строения, направления и формы источника света, от ориентации и свойств поверхности. Отраженный от объекта свет может быть диффузным или зеркальным.

*Диффузное отражение* света происходит, когда свет как бы проникает под поверхность объекта, поглощается, а затем вновь испускается. При этом положение наблюдателя не имеет значения, так как диффузно отраженный свет рассеивается равномерно по всем направлениям. Коэффициент диффузного отражения зависит от свойств вещества и от длины волны света, но обычно считается постоянным. Коэффициент диффузного отражения современных бортовых ЖКИ составляет 0,1-0,2%.

*Зеркальное отражение* происходит от внешней поверхности объекта. В отличие от диффузного отражения света, зеркальное отражение является направленным. Коэффициент зеркального отражения зависит от угла падения, однако даже при перпендикулярном падении зеркально отражается только часть света, а остальной либо поглощается, либо отражается диффузно. Эти соотношения определяются свойствами вещества и длиной волны света. Коэффициент зеркального отражения экрана должен быть не более 0,75%.

Сильной стороной ЖКИ является различимость изображения при солнечной засветке, однако в отношении отражения они имеют те же проблемы, что и другие типы индикаторов. Экран ЖКИ состоит из нескольких слоев и каждый слой вносит свою долю в отношении зеркального отражения, кроме того поляризатор изготавливают из пластика и он имеет иной коэффициент преломления, чем соседний слой стекла или клей между ним и слоем стекла.

**Цветность.** В настоящее время все используемые в авиации технологии индикации (ЭЛТ, жидкокристаллические, плазменные и т.д.) демонстрируют возможность создания полноцветных индикаторов.

Диапазон цветов, которые способен воспроизвести индикатор, определяется его первичными цветами – красным, зеленым и синим, смешение которых и создает все возможные цвета. Чем ближе первичные цвета к монохроматическим, тем более насыщенными они становятся и тем шире цветовая палитра индикатора. Однако ни один фиксированный набор первичных цветов не способен создать весь диапазон цветов, различаемых человеком. Более того, при увеличении насыщенности первичного цвета уменьшается его спектральный диапазон и как следствие уменьшается яркость излучения, поэтому выбор первичных цветов – это всегда компромисс между цветовой палитрой и яркостью.

У бортовых индикаторов цветность характеризуется количеством уровней серого. *Количество уровней серого*  $N_G$  - это количество оттенков каждого из основных цветов (красного, зеленого и синего), которые может показать данный индикатор. Смешиваемые друг с другом оттенки трех основных цветов позволяют иметь палитру из  $(N_G)^3$  цветов. Например, индикатор с 64 уровнями серого позволяет получить  $64^3 = 262144$  цвета, а индикатор с 256 уровнями серого имеет свыше 16 миллионов цветов. Важное значение имеет выдерживание линейной зависимости при делении диапазона цвета на градации.

Для индикации символьной информации достаточно дополнительно к 3 основным цветам иметь всего 1-4 смешанных цвета. В растровых индикаторах типа ЖКИ при изображении движущихся, вращающихся элементов требуется сглаживание, в этом случае необходимо иметь не менее 8 уровней серого. При выводе видеоизображения и информации от бортовых сенсоров нужно еще больше уровней серого – не меньше 16. Современные ЖКИ редко имеют меньше 64 уровней.

Следует отметить, что количество уровней серого позволяет получить высокое качество изображения только при условии обеспечения по всему полю экрана хорошего контраста и равномерной яркости, а также при условии линейности изменения уровней серого. 128 уровней не имеют смысла при равномерности яркости 40%, нелинейности уровней серого и низком контрасте.

**Временные характеристики.** Временные характеристики индикации должны быть выбраны с учетом времени инерции глаза (времени, в течение которого свет после выключения продолжает действовать на глаз) и времени задержки восприятия световых сигналов. К временным характеристикам относятся: запаздывание индикации, частота обновления информации и частота регенерации изображения.

Для информации, используемой при ручном пилотировании ЛА, частота обновления на экране должна быть 15-30 Гц, а запаздывание индикации (включая датчик), не должно превышать эквивалентную постоянную времени 100 мс.

У многих типов систем индикации прорисовку изображения необходимо постоянно повторять, иначе оно быстро тускнеет и исчезает с экрана. Так, например, обстоит дело с индикаторами на ЭЛТ: люминофор в них светится очень короткое время. Для таких систем одной из основных характеристик является частота регенерации изображения на экране индикатора (ЧРИ). Величина ЧРИ должна быть больше критической частоты мельканий. Для монохромных индикаторов ЧРИ должна быть не менее 50 Гц, а для цветных – не менее 60 Гц. При телевизионном методе воспроизведения изображения частота полей/кадров должна составлять не менее 40/80 Гц для монохромных и 50/100 Гц для цветных индикаторов. Это значительно больше, чем требуется для коммерческого телевидения (25/50 Гц в системе SECAM, 30/60 Гц в системе PAL).

Высокая частота регенерации изображения требуется не только для того, чтобы обеспечить его яркость. Для движущихся изображений нужно, чтобы пиксели не только быстро включались, но и быстро выключались, иначе на экране за движущимися изображениями возникает светящийся шлейф. В течение цикла регенерации изображения пиксель должен успевать перейти из одного состояния в противоположное.

**Геометрические искажения.** Точность воспроизведения информации в системе индикации характеризует смещение изображения относительно системы координат. Точность воспроизведения должна быть не ниже точности

ее обработки. Рассматриваемая характеристика в значительной степени зависит от возможностей пилота и характера решаемых задач. Рекомендуется, чтобы ни один элемент изображения не смещался более, чем на величину, равную 2% высоты экрана.

Характеристиками геометрических искажений также являются дрожание изображения по горизонтали и по вертикали, линейные искажения по горизонтали и по вертикали. ARINC 725 устанавливает следующие требования в отношении искажений:

- ошибка позиционирования не более 1% диагонали экрана или 2 мм (что меньше);
- ошибка положения одного символа относительно другого не более 0,5 мм;
- дрожание символов не более 2 мм;
- позиционная нестабильность всего изображения не более 1,3 мм по вертикали и по горизонтали;
- нестабильность размера изображения не более 1,8 мм по вертикали и по горизонтали.

Приведенные требования относятся к индикаторам на ЭЛТ, для плоскопанельных технологий, в частности –ЖКИ, указанные дефекты изображения нехарактерны и положение символа на экране обеспечивается с точностью до 1 пикселя.

#### **5.4. Система преобразования аналоговой и дискретной информации СПАДИ-4**

В качестве примера реализации подсистемы измерения и преобразования БИС рассмотрим систему преобразования аналоговой и дискретной информации СПАДИ-4, используемую на самолете ИЛ-114-100. СПАДИ-4 выделена в отдельную систему, однако по существу является подсистемой системы электронной индикации и сигнализации КСЭИС-85 (раздел 5.7) этого самолета. Система предназначена для сбора, преобразования и первичной обработки аналоговой и дискретной информации от двигателей и самолетных систем (гидросистема, система электроснабжения и другие), передачи ее в цифровом виде системе индикации и системе регистрации полетной информации.

Система состоит из двух блоков преобразования сигналов БПС-8-11. Основная часть аналоговых сигналов и разовых команд, принимаемых системой, поступает на вход обоих блоков БПС. Прием сигналов двумя блоками БПС, имеющими независимое питание (от двух различных каналов системы электроснабжения), позволяет обеспечить требуемый уровень надежности приема входных сигналов и обеспечить выдачу информации в



сопрягаемые системы в случае отказа электропитания по одному каналу или в случае отказа одного из блоков.

Аналоговые сигналы, измеряемые системой, представляют собой электрические величины (напряжение, ток, сопротивление, частота), которые несут в себе информацию о физических величинах (давление, температура, угол поворота и т.п.), измеряемых различными датчиками. БПС периодически измеряет значение каждого аналогового сигнала, вычисляет по измеренному значению текущее значение физической величины и выдает результат в виде последовательного двоичного кода. Параллельно с измерением аналоговых сигналов блок периодически принимает разовые команды от бортовых датчиков, укомплектовывает их в слова дискретных сигналов и выдает последовательным кодом.

### ***Блок преобразования сигналов БПС-8-11***

Блок рассчитан на прием до 149 аналоговых сигналов, вид и диапазоны измерения которых приведены в таблице 5.5.

Таблица 5.5

**Виды принимаемых в БПС аналоговых сигналов**

<b><i>Вид входного сигнала</i></b>	<b><i>Диапазоны измерения</i></b>
Напряжение переменного тока	0–140 В 0–40 В 0–6 В
Напряжение постоянного тока	0–33 В 0–10 В 0–5 В
Напряжение постоянного тока очень низкого уровня	±75 мВ 0–26 мВ 0–42 мВ 0–52 мВ 0–100 мВ
Угол поворота синусно-косинусного трансформатора	±180°
Угол поворота сельсина	±180°
Активное сопротивление (R–датчик)	34–59 Ом 0–154 Ом 71–142 Ом 75–229 Ом
Частота переменного тока	320–480 Гц 250–3375 Гц 750–10156 Гц 1465–21000 Гц
Временной интервал между импульсами	2–40 мс

Блок рассчитан на следующие условия работы:

- синусоидальная вибрация в диапазоне частот от 5 до 2000 Гц с амплитудой ускорения до 1,5g и с амплитудой перемещения до 0,5 мм;
- механические удары многократного действия с пиковым ускорением до 6 g и длительностью действия ударного импульса 20 мс;
- механический удар одиночного действия с пиковым ускорением 15 g и длительностью действия ударного импульса 15 мс;
- линейные ускорения до 10g;
- атмосферное пониженное давление до 200 мм.рт.ст.;
- атмосферное повышенное давление до 1270 мм.рт.ст.;
- рабочая температура среды от -20°C до +55°C;
- повышенная влажность не менее 90% при температуре +35°C.

При работе блоку требуется принудительное воздушное охлаждение.

Время готовности блока к работе не более 30 секунд с момента включения электропитания во всем диапазоне температур.

Блок имеет модульный принцип построения и включает в себя:

- модуль процессора МПР-12,
- два модуля приема дискретных сигналов МПД-4,
- два модуля приема аналоговых сигналов МПА-8,
- модуль приема аналоговых сигналов МПА-10,
- модуль преобразования частоты МПЧ-2,
- модуль преобразования напряжения МПН-5-1,
- модуль стабилизации напряжения МСН-3-1,
- модуль преобразования постоянного напряжения МППН-2,
- фильтр радиопомех ФРП-7.
- фильтр специальных сигналов ФСС-1,
- выпрямитель В-7.

Каждый модуль является функционально законченным, съемным элементом блока, взаимозаменяемым без дополнительных регулировочных работ.

Блок выдает информацию по дублированной кодовой линии связи в виде последовательного кода по ARINC 429 (RTM 1495-75 с изм.3). Способ передачи – асинхронный, скорость 100 Кбит/с. Каждая измеренная физическая величина выдается в виде отдельного 32-разрядного слова. Информационная часть занимает в слове 16 двоичных разрядов. Значение выдается в двоичном коде. Формат слов соответствует таблице 5.6.

Информация о разовых командах также выдается в виде 32-разрядных слов. В каждом слове передается информация о состоянии 16 разовых команд. Формат слова дискретных сигналов приведен в таблице 5.7.

Каждая разовая команда в слове представлена одним двоичным разрядом. При этом для разовой команды 1-го типа наличие сигнала соответствует логической "1", отсутствие сигнала – логическому "0", для разовой команды 2-го типа наличие сигнала соответствует логическому "0", отсутствие сигнала –

логической "1". При возникновении отказов в аппаратуре системы слова дискретных сигналов, исправность формирования которых связана с этими отказами, исключаются из потока данных в выходной линии.

Таблица 5.6

**Формат слова с аналоговым сигналом**

<i>Номер разряда</i>	<i>Назначение разрядов слова</i>
1–8	Адрес
9,10	Идентификатор блока: БПС № 1 – "1", "0" БПС № 2 – "0", "1"
11,12,13	"0"
14–28	Значение параметра. Старший значащий разряд – 28
29	Знак параметра: "1" соответствует отрицательному значению, "0" – положительному значению
30,31	Матрица состояния: "0", "0" – отказ параметра, "1", "0" – нет вычисленных данных, "0", "1" – тест-контроль, "1", "1" – нормальная работа
32	Разряд контроля на четность

Таблица 5.7

**Формат слова дискретных сигналов**

<i>Номер разряда</i>	<i>Назначение разрядов слова</i>
1–8	Адрес
9,10	Идентификатор блока: БПС № 1 – "1", "0" БПС № 2 – "0", "1"
11–26	Информационные разряды слова
27–29	"0"
30,31	Матрица состояния: "0", "0" – нормальная работа, "0", "1" – тест-контроль
32	Разряд контроля на четность

Структурная схема блока приведена на рис.5.11. Канал обмена - общая шина типа «Электроника-60» (см. раздел 4.3), она соединяет процессор и все остальные модули.

**Модуль МПР-12** содержит 16-разрядный процессор, оперативное запоминающее устройство, перепрограммируемое запоминающее устройство (ППЗУ), долговременное запоминающее устройство (ДЗУ), диспетчер страниц, таймер, ячейку контроля (ЯК), загрузчик.

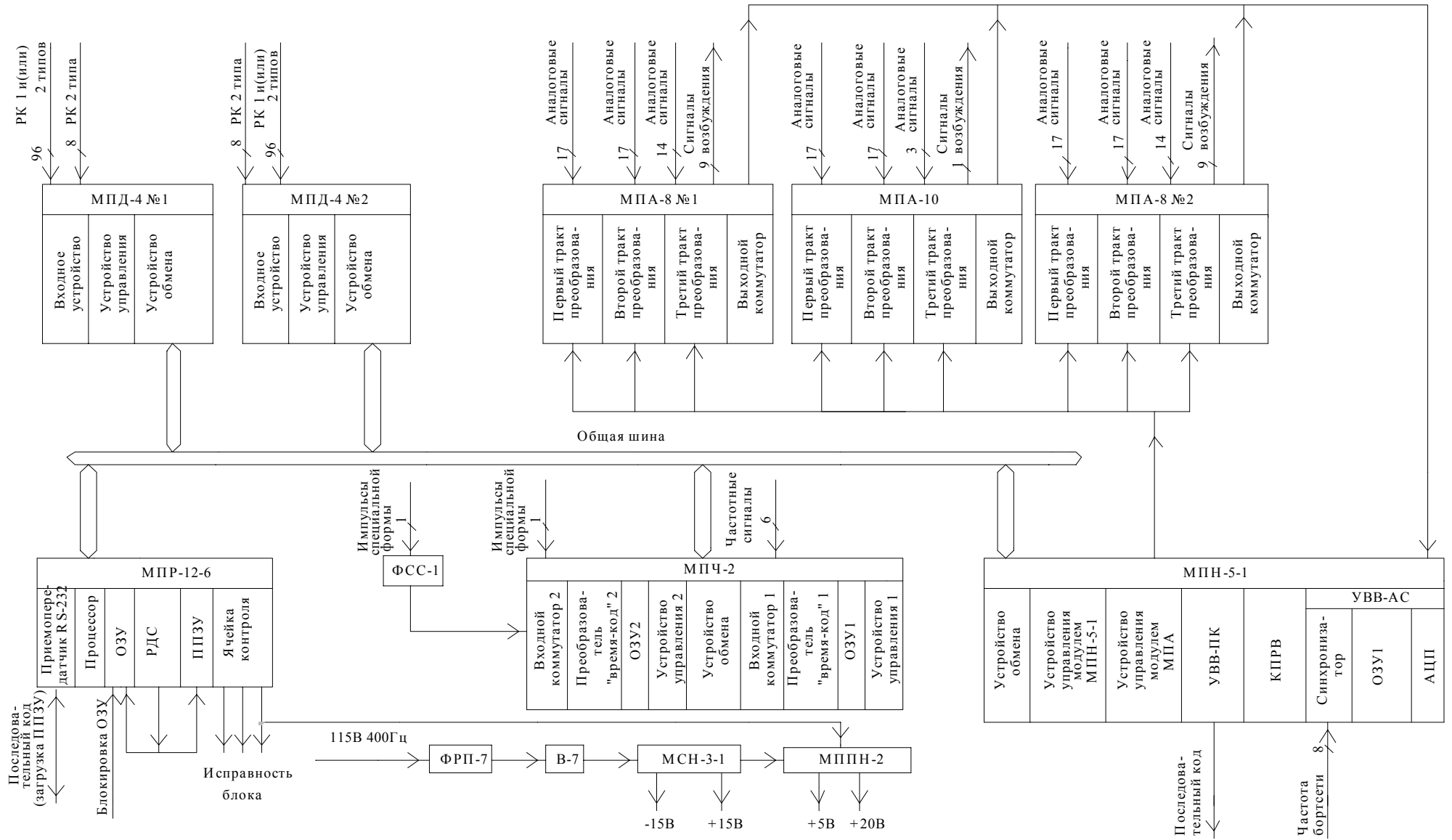


Рис. 5.11. Структурная схема блока БПС-8-11

*Процессор* является единственным активным устройством блока. Все обмены информацией между МПР-12 и другими устройствами блока производятся при выполнении процессором программ, записанных в ППЗУ. Технические данные процессора:

- разрядность для чисел и команд – 16 двоичных разрядов;
- представление чисел – с фиксированной запятой;
- система команд – безадресная, одноадресная, двухадресная; количество команд – 77;

- виды адресации – регистровая, косвенно-регистровая, автоинкрементная, косвенно-автоинкрементная, автодекрементная, косвенно-автодекрементная, индексная, косвенно-индексная;

- число регистров общего назначения – 8;
- объем адресуемой памяти процессора – 64 Кбайт;
- имеет один уровень прерываний, обработка внешних и внутренних прерываний производится с помощью стека;

- тактовая частота – 5 МГц.

- время выполнения команд при регистровом методе адресации: сложение – 2,2 мкс, умножение – 18 мкс, деление – 25 мкс;

- частота таймера – 20 Гц.

Процессор управляет распределением времени использования канала обмена и выполняет все необходимые арифметико-логические операции для обработки информации, подготавливает информацию для выдачи из блока.

Обмен процессора информацией с модулями сводится к обмену с их буферными регистрами и ОЗУ, подключенными к каналу обмена. Обмен может быть следующих типов:

- обмен с адресно-доступными ячейками – путем обращения процессора на запись или считывание непосредственно по адресу ячейки (обмен с МПД-4, МПЧ-2);

- обмен с адресно-недоступными ячейками – путем предварительного задания адреса и последующего считывания информации, т.е. за два цикла обмена (обмен с МПА-8/10);

- обмен в режиме прерывания программы – производится не по инициативе программы, а по инициативе устройства, выполняющего очередное задание процессора (обмен с МПН-5-1).

Процессор выполнен на базе микропроцессора N1806BM2.

ОЗУ служит для хранения промежуточных результатов вычислений. Емкость ОЗУ – 8 Кбайт. Оно имеет отдельный вход для подачи напряжения питания от другого блока БПС с целью сохранения информации при пропадании питания своего блока. Это позволяет блоку восстановить свою работу с прерванного места при кратковременном пропадании питания. Соответственно, в блоке предусмотрен выход для запитки ОЗУ в другом БПС.

ППЗУ предназначено для хранения программ, его емкость 80К слов. ППЗУ представляет собой память типа flash и в отличие от обычного ПЗУ

допускает перепрограммирование, в то же время при выключении питания информация в ППЗУ сохраняется. Так как весь объем ППЗУ не может быть одновременно включен в адресное пространство процессора (32К), ППЗУ разбито на 5 зон по 16К слов, подключаемых в адресное пространство поочередно. Подключением страниц ППЗУ управляет диспетчер страниц.

*Диспетчер страниц* предназначен для переключения страниц памяти ППЗУ, ОЗУ. Управление диспетчером страниц со стороны процессора производится через регистр диспетчера страниц РДС: при записи туда процессором определенного кода, диспетчер делает запрошенную страницу доступной для процессора.

*ДЗУ* представляет собой такой вид памяти, который позволяет работать с собой, как с ОЗУ, но при выключении питания вся записанная информация сохраняется в электрически перепрограммируемом ПЗУ. При восстановлении питания вся ранее записанная информация снова становится доступной. В отличие от ППЗУ, для изменения содержания которого требуется довольно длительное время (несколько минут) и подача дополнительного питания, сохранение информации в ДЗУ занимает доли секунды. Емкость ДЗУ 2К слов. В этом блоке ДЗУ не используется (модуль МПР-12 применяется и в других системах).

*Таймер* предназначен для отсчета временных интервалов. Частота таймера 20 Гц. По истечении заданного времени таймер вырабатывает сигнал прерывания процессора.

*Ячейка контроля* служит для формирования сигнала «Исправность», характеризующего работоспособность блока по результатам контроля. Ячейка контроля доступна на запись и чтение. В случае исправности блока, процессор записывает в регистр ячейки контроля логический «0». При этом ячейка контроля формирует сигнал «Исправность». В случае неисправности блока в регистр ячейки контроля записывается логическая «1». При этом ячейка контроля снимает сигнал «Исправность». Если процессор не может осуществить запись информации в регистр, ячейка контроля снимает сигнал «Исправность» аппаратно через 26 с после последнего обращения к ЯК.

Сигнал «Исправность» подается на внешний соединитель блока, а также на светодиод, находящийся в модуле МППН-2 и расположенный на передней панели блока.

*Загрузчик* служит для перепрограммирования ППЗУ. Он содержит ПЗУ объемом 2К и приемопередатчик. В ПЗУ хранятся программы загрузки. Нормально загрузчик обесточен, а ПЗУ недоступно процессору. При подаче на внешний разъем блока специального управляющего сигнала и дополнительного питания +12 В, ПЗУ загрузчика подключается в адресное пространство процессора. Новое содержимое ППЗУ передается из внешнего компьютера пакетами по каналу RS-232 и принимается приемопередатчиком блока. Обнуление ППЗУ, прием из приемопередатчика очередного пакета и запись

новой информации в ППЗУ производится процессором блока в соответствии с программой загрузки, которую он считывает из ПЗУ загрузчика.

**Модуль МПД-4** содержит входное устройство, устройство управления и устройство обмена.

*Входное устройство* принимает 104 разовых команды и преобразует их в уровни сигналов, пригодных для работы логических элементов модуля. Входное устройство содержит 7 групп входов. Шесть из них принимают по 16 разовых команд, причем тип принимаемых разовых команд (1 или 2 тип), задается переключками на разъеме блока, седьмая группа может принимать 8 разовых команд 2 типа.

Информация о состоянии входных разовых команд доступна процессору через 7 16-разрядных регистров. Считывая информацию из регистра процессор получает информацию о 16 входах соответствующей группы. *Устройство управления* подключает запрошенную процессором группу входов модуля к общей шине блока, а *устройство обмена* осуществляет обмен по общей шине.

Кроме того, модуль содержит 7 контрольных 16-разрядных программно-доступных регистров. Контрольные слова содержат «1» во всех разрядах.

**Модуль МПЧ-2** выполняет прием и преобразование частотных сигналов и сигналов специальной формы в цифровой код с дальнейшей передачей в общую шину блока. Технические данные модуля:

- количество входов для приема частотных сигналов – 6;
- количество входов для сигналов специальной формы – 2;
- диапазоны измеряемых частот при амплитуде входного сигнала от 0,3 до 5 В: от 250 до 3375 Гц, от 750 до 10156 Гц, от 1465 до 21000 Гц;
- диапазон измеряемых временных интервалов между импульсами специальной формы – от 2 до 40 мс при амплитуде импульсов от 0,28 до 3 В.

МПЧ-2 содержит два канала, каждый из которых включает входной коммутатор, преобразователь «время-код», устройство управления и буферное ОЗУ. Один канал предназначен для преобразования 6 частотных сигналов, второй – для преобразования двух сигналов от датчика расхода топлива, поступающих в виде временного интервала между импульсами. Кроме этих двух каналов модуль содержит устройство обмена.

*Входной коммутатор 1* предназначен для подключения выходов датчиков частотных сигналов ко входам преобразователя «время-код».

*Преобразователь «время-код» 1* осуществляет преобразование поступающих частотных сигналов во временной интервал и затем в цифровой 16-разрядный код.

*ОЗУ1* предназначено для временного хранения информации, поступающей с преобразователя «время-код» 1, оно программно доступно и через это ОЗУ производится передача измерительной информации процессору.

*Входной коммутатор 2* предназначен для подключения через внешний фильтр ФСС-1 выходов датчиков сигналов специальной формы ко входу преобразователя «время-код» 2.

*Преобразователь «время-код» 2* осуществляет выделение временного интервала между импульсами специальной формы и преобразует его в цифровой 16-разрядный код.

*ОЗУ2* предназначено для временного хранения информации, поступающей с преобразователя «время-код» 2, оно программно доступно и через это ОЗУ производится передача измерительной информации процессору.

*Устройства управления 1 и 2* вырабатывают сигналы управления для модуля.

*Устройство обмена* осуществляет обмен модуля с процессором по общей шине.

**Модуль МПА-8** осуществляет прием, усиление, выпрямление и фильтрацию 48 аналоговых сигналов переменного и постоянного токов, имеющих различную амплитуду и выдает их через выходной коммутатор в аналогово-цифровой преобразователь модуля МПН-5-1. Модуль содержит три тракта преобразования сигналов и выходной коммутатор с управляющим регистром. Каждому тракту соответствует своя группа сигналов. Первый и второй тракты идентичны и содержат (рис.5.12) входной коммутатор с управляющим регистром, программируемый усилитель, выпрямитель, интегратор. Каждый из этих трактов может принимать по 17 сигналов разных типов и уровней. Третий тракт включает в себя входной коммутатор с управляющим регистром, программируемый усилитель, интегратор, генератор тока возбуждения со своим коммутатором. Третий тракт предназначен для преобразования 14 сигналов от R-датчиков или сигналов очень низкого уровня (милливольты). На самолете ко входам МПА-8 подключают различные датчики аналоговых сигналов, распределяя их между трактами в соответствии с типами, на которые рассчитаны конкретные входы этих трактов.

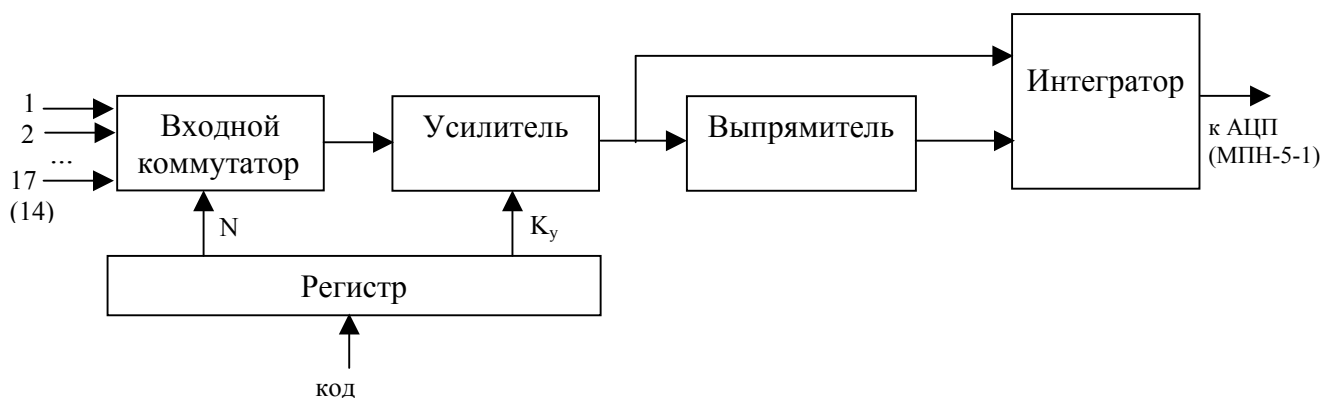


Рис.5.12. Тракт преобразования сигналов в МПА

*Входной коммутатор* подключает входы сигналов модуля к программируемому усилителю в соответствии с управляющим словом, поступающим из модуля МПН-5-1 по специальной магистрали в управляющий регистр.



*Программируемый усилитель* предназначен для масштабирования сигналов. Коэффициенты усиления программируемых усилителей выбираются в соответствии с амплитудными значениями сигналов, поступающих на входы модуля.

*Выпрямитель* предназначен для преобразования напряжения переменного тока с последующим выделением среднего значения напряжения.

*Интегратор* служит для накопления (фильтрации) выходного сигнала.

*Генератор токов возбуждения* предназначен для запитки терморезисторов эталонным током при измерении их сопротивления.

*Выходной коммутатор* подключает выходы интеграторов всех трех трактов к выходу модуля.

Обращение к регистрам модуля осуществляется через ОЗУ модуля МПН-5-1.

**Модуль МПА-10** по назначению, составу и управлению идентичен модулю МПА-8. Отличие состоит в количестве и номенклатуре преобразуемых сигналов. Модуль преобразует с повышенной точностью 2 сигнала уровня 0-42 мВ и сигнал R-датчика 71-152 Ом, которые принимаются третьим трактом. Для исключения влияния на преобразование сигналов высокого уровня они из этого модуля исключены, поэтому общее количество принимаемых аналоговых сигналов меньше, чем в МПА-8 - 37.

**Модуль МПН-5-1** выполняет следующие функции:

- преобразует постоянное напряжение, поступающее с выходов модулей МПА, в цифровой 12-разрядный код;
- преобразует переменное напряжение бортовой сети, поступающее на вход синхронизатора, в 13-разрядный код периода;
- принимает обработанную информацию из процессора и выдает ее последовательным кодом.

Модуль содержит:

- устройство ввода аналоговых сигналов (УВВ-АС),
- устройство управления модулями МПА,
- устройство вывода информации последовательным кодом (УВВ-ПК),
- контроллер прерывания (КПРВ),
- устройство управления модулем МПН-5-1,
- устройство обмена с процессором.

Тип обмена с модулем процессора – по прерыванию.

В состав *УВВ-АС* входят аналого-цифровой преобразователь (АЦП), буферное оперативное запоминающее устройство ОЗУ1, счетчик адреса, синхронизатор, триггер прерывания 1. За один цикл измерения УВВ-АС позволяет измерять 9 аналоговых сигналов – по одному в каждом тракте МПА-8/10. Процессор выдает УВВ-АС задание, по завершении измерения очередных 9 сигналов процессору выдается сигнал прерывания, в ответ процессор забирает результаты и выдает новое задание.

*АЦП* предназначен для преобразования входного напряжения в цифровой 12-разрядный код. Диапазон входных напряжений АЦП – от 0 до 10,24 В. Начало цикла преобразования инициируется аппаратно импульсом «Запуск АЦП», формируемым устройством управления модуля. Время преобразования АЦП – 96 мкс.

*ОЗУ1* предназначено для временного хранения кодов напряжения, поступающих с АЦП, кода периода каналов синхронизатора, кодов управления модулями МПА, кода номера канала синхронизатора. Емкость ОЗУ1 – 32 16-разрядных слова. Функционально ОЗУ1 разбито на две области. Обращение к ОЗУ1 может происходить как со стороны процессора, так и аппаратно по адресу, формируемому счетчиком адреса. Переключение источника адреса производится мультиплексором. При обращении к ОЗУ1 со стороны процессора по циклу «Ввод» информация считывается из ячеек первой области, а по циклу «Вывод» – записывается в ячейки второй области. В ячейках первой области хранятся коды, поступающие с АЦП, и код периода, поступающий с синхронизатора. В ячейки второй области записываются коды управления модулями МПА и код номера канала синхронизатора. При обращениях к ОЗУ1, определяемых внутренней логикой работы модуля, адресация происходит по счетчику адреса. Выбор первой области производится при записи информации, поступающей с АЦП и синхронизатора. Выбор второй области происходит при выдаче кодов управления модулями МПА и кода номера канала синхронизатора.

*Синхронизатор* осуществляет преобразование периода переменного напряжения в двоичный цифровой код и вырабатывает тактовые сигналы для устройств управления модулем МПН-5-1. Входное напряжение синхронизатора – 10–140 В частотой 400 Гц. Синхронизация от внешнего сигнала позволяет повысить точность преобразования. Для сигналов переменного тока необходимо провести накопление (интеграцию) сигнала ровно за период этого сигнала. Синхросигнал нужен как раз для того, чтобы точно определить этот период. Так как частота выходного аналогового сигнала датчика остается равной частоте запрашиваемого напряжения, то в качестве синхросигнала обычно используется, не сам сигнал, а напряжение запроса датчика. Количество входов синхронизации – 8. Так как независимых генераторов напряжения, которые могут отличаться частотой/периодом напряжения, на самолете немного, этого количества входов хватает.

С помощью *триггера прерывания 1* вырабатывается сигнал требования прерывания для процессора, по которому запускается программа обработки прерываний, содержащая обращение к адресам УВВ-АС.

В состав *устройства управления модулями МПА* входят формирователь управляющих слов для модуля МПА и формирователь сигналов управления модулем МПА.

*Формирователь управляющих слов* принимает информацию из ОЗУ1 и транслирует 12-разрядные слова в магистраль управления модулем МПА.

*Формирователь сигналов управления* модулем МПА в соответствии с внутренней логикой вырабатывает управляющие сигналы, с помощью которых обеспечивается взаимодействие модулей МПА и МПН-5-1. Эти сигналы также выдаются в магистраль управления модулем МПА.

В состав *УВВ-ПК* входят буферное регистровое запоминающее устройство ОЗУ2, регистр адреса ОЗУ2, счетчик адреса слов (счетчик обращений), регистр сдвига, формирователь последовательного кода, триггер прерывания 2. УВВ-ПК выдает в КЛС по 8 слов, после чего выставляет прерывание процессору для загрузки следующих 8 слов.

Регистровое *запоминающее устройство ОЗУ2* состоит из двух частей. Каждая часть состоит из восьми 16-разрядных ячеек. Информация записывается процессором в ячейки обеих частей. При чтении информация из ОЗУ2 выдается на регистр сдвига 32-разрядным словом.

*Регистр адреса ОЗУ2* позволяет обращаться как к первой, так и ко второй части, однако адресация непосредственно к ячейкам обеих частей производится с использованием счетчика адреса слов (счетчика обращений). По адресу  $164400_8$  осуществляется запись младших 16 разрядов  $n$ -го 32-разрядного слова, по адресу  $164402_8$  – запись старших 16 разрядов  $n$ -го 32-разрядного слова (где  $n=1\dots 8$ ). После записи старших разрядов восьмого слова аппаратно организуется вывод информации в регистр сдвига и далее через формирователь последовательного кода в КЛС.

С помощью *триггера прерывания 2* вырабатывается сигнал требования прерывания для процессора, по которому запускается программа обработки прерываний, содержащая обращение к адресам УВВ-ПК.

*Контроллер прерывания* предназначен для обработки сигналов прерывания от триггеров прерываний УВВ-АС и УВВ-ПК. Он вырабатывает сигнал требования прерывания для процессора и выставляет в общую шину вектор прерывания.

*Устройство управления модулем МПН-5-1* в соответствии с внутренним алгоритмом работы модуля обеспечивает взаимодействие всех функциональных узлов.

*Устройство обмена* служит для организации пересылок между функциональными узлами модуля и процессором по общей шине блока.

*Фильтр ФСС-1* вместе с модулем МПЧ-2 служит для приема сигналов специальной формы.

*Модуль МППН-2* совместно с *модулем МСН-3-1* вырабатывают вторичные напряжения питания (+5,+15,-15,+20).

*Фильтр ФРП-7* осуществляет защиту бортсети от радиопомех, создаваемых источником питания блока.

В блоке реализован встроенный контроль двух видов: текущий и расширенный контроль. *Текущий контроль* осуществляется в полете, он представляет собой непрерывный контроль состояния блока, обнаружение отказов каналов преобразования сигналов с выдачей сообщений об отказах в

сопрягаемые системы. При этом работа блоков не прекращается, т.е. контроль производится в промежутках между выполнением основных задач. По результатам текущего контроля:

в случае отказа модулей МПР, МСН, МППН, ФРП снимается сигнал "Исправность" блока и блокируется выдача информации;

в случае определения недостоверности приема (или преобразования) какой-либо разовой команды прекращается выдача слова, несущего информацию о данной команде;

в случае определения недостоверности измерения какого-либо аналогового сигнала значение этого параметра выдается с признаком «Отказ параметра» в матрице состояния (30, 31 разряды).

*Расширенный контроль* проводится в наземных условиях, по сравнению с текущим контролем полнота контроля в режиме расширенного контроля больше. На время проведения расширенного контроля блок прекращает основную работу и снимает сигнал "Исправность". Длительность расширенного контроля блока - около минуты.

## **5.5. Комплексная информационная система сигнализации КИСС-1**

Комплексная информационная система сигнализации КИСС-1 предназначена для представления экипажу сигнальной и параметрической информации о состоянии силовой установки и общесамолетных систем.

КИСС-1 устанавливается на разные типы самолетов: ТУ-204 и его модификации, ТУ-214, ИЛ-96-300. Модификации системы подобны и отличаются в основном индицируемыми форматами изображения. Рассмотрим работу системы на примере модификации КИСС-1-9 (ТУ-204-100).

Система выполняет следующие функции:

по информации от бортовых систем и агрегатов формирует и отображает аварийные, предупреждающие и уведомляющие сигналы;

принимает и обрабатывает информацию о параметрах и состоянии силовой установки, общесамолетных систем, формирует и отображает форматы изображения по системам;

принимает и отображает информацию об отказавших блоках бортового оборудования;

выдает тональные звуковые сигналы для предупреждения экипажа об опасных ситуациях (сваливание, отказ САУ и др.);

выдает сигналы на включение центральных сигнальных огней (ЦСО) для привлечения внимания экипажа к экранам индикаторов;

принимает аналоговые и дискретные сигналы от бортовых датчиков, преобразует их в цифровой код, выдает информацию в систему регистрации полетной информации и в другие системы самолета.

Система имеет встроенные средства контроля, осуществляющие непрерывный контроль состояния блоков системы, обнаружение и изоляцию отказов, выдачу обнаруженных отказов в систему регистрации полетной информации и на индикаторы.

Состав системы приведен в таблице 5.8.

Таблица 5.8

Состав КИСС-1-9

<i>Наименование</i>	<i>Шифр</i>	<i>Кол.</i>
Блок преобразования сигналов	БПС-8-9	2
Блок вычислительного устройства	БВУ-3-9	2
Блок формирования изображения	БФИ-3-9	2
Индикатор многофункциональный	ИМ-8-9	2
Пульт управления индикацией	ПУИ-1-8	2

Блок преобразования сигналов БПС-8-9 принимает основной поток нецифровой информации от бортовых датчиков и систем - аналоговые и дискретные сигналы различного вида. Все эти сигналы измеряются, преобразуются в цифровую форму и передаются последовательным кодом блокам БВУ и БФИ, которые используют эту информацию при решении своих задач. Параллельно преобразованная информация поступает в другие системы самолета, которые в ней нуждаются, в частности, в систему регистрации полетной информации.

Блок вычислительного устройства БВУ-3-9 является центральным блоком системы. Он осуществляет управление работой системы, организует контроль состояния всех блоков, обобщает и выдает результаты контроля. Кроме управления системой блок БВУ отвечает за функции сигнализации:

анализирует входную информацию, поступающую как через БПС, так и непосредственно на вход блока;

формирует аварийные, предупреждающие и уведомляющие сигналы, сигналы о состоянии различных систем и блоков БО;

определяет очередность индикации этих сигналов на экране и передает подготовленные списки в БФИ для отображения;

выдает тональные звуковые сигналы в аппаратуру внутренней связи самолета

выдает команды на включение ЦСО.

Используемая блоком информация частично поступает через блок БПС, но в основном принимается им самостоятельно от систем и датчиков самолета.

Блок формирования изображения БФИ-3-9 служит для формирования изображения на индикаторах системы. При этом он использует информацию от других систем самолета и от БПС, а также список сигнальных сообщений от БВУ.

Блоки БВУ, БФИ и БПС представляют собой специализированные вычислители. Каждый блок имеет в своем составе процессор, запоминающее

устройство, устройства ввода-вывода информации и преобразователь бортового напряжения. Процессор осуществляет обработку информации и управление вводом-выводом в соответствии с программами, хранящимися в запоминающем устройстве.

Из соображений надежности в системе по 2 блока БВУ, БФИ и БПС: один является основным, второй находится в горячем резерве.

Блоки БПС, БВУ, БФИ устанавливаются вместе с другим электронным оборудованием на специальные стеллажи, расположенные в технических отсеках самолета.

Индикатор многофункциональный ИМ-8-9 служит для отображения информации. Выбранная экипажем информация индицируется на жидкокристаллическом экране индикатора.

Два индикатора расположены один над другим в центре средней приборной доски в кабине экипажа (рис.2.10). Такое расположение индикаторов позволяет видеть информацию на них обоим пилотам.

Пульт управления индикацией ПУИ-1-8 обеспечивает связь пилота с системой и служит для управления режимами работы системы, для вызова форматов изображения на экраны индикаторов и для регулирования яркости индикаторов. Пультов в системе два – как из соображений надежности, так и для удобства пилотов: каждый из них имеет возможность управлять системой со своего пульта. Пульты расположены на средней панели управления в кабине экипажа (рис.2.10).

Обмен информацией между блоками системы и с другими системами осуществляется последовательным кодом в соответствии с ARINC 429/РТМ-1495 (раздел 4.5).

Система имеет следующие основные технические характеристики:

- количество принимаемых кодовых линий связи (ARINC 429) - до 57;
- количество принимаемых аналоговых сигналов - до 150 (дублированно);
- количество принимаемых разовых команд - до 500;
- количество отображаемых параметров - свыше 200;
- количество отображаемых сигналов - свыше 1000;
- количество звуковых тональных сигналов – 5;
- уровень внешней освещенности (при угле падения света 45°) до 86400 лк;
- электропитание - переменным током 115 В, 400 Гц, электропитание цепей подсвета пультов – 5,5В, 400 Гц;
- потребляемая мощность - не более 1500 ВА;
- масса системы - не более 84 кг.

Система работоспособна:

- в условиях относительной влажности до 90% при температуре плюс 35°С;
- в интервале температур от минус 55 до плюс 55°С (для индикатора и пульта от минус 20°С);
- в процессе и после воздействия линейных перегрузок с ускорением до 49 м/с<sup>2</sup> (5g);

- в процессе и после воздействия ударных нагрузок с ускорением до  $59 \text{ м/с}^2$  ( $6g$ ), с длительностью ударного импульса  $20 \text{ мс}$ ;
- в процессе и после воздействия вибрационных нагрузок:
  - для БПС, БВУ, БФИ - в диапазоне частот от  $5$  до  $2000 \text{ Гц}$  с амплитудой ускорения до  $1,5g$  ( $14,72 \text{ м/с}^2$ ) и с амплитудой перемещения до  $0,5 \text{ мм}$ ;
  - для ИМ, ПУИ - в диапазоне частот от  $5$  до  $500 \text{ Гц}$  с амплитудой ускорения до  $2g$  ( $19,6 \text{ м/с}^2$ ) и с амплитудой перемещения до  $1,25 \text{ мм}$ .

Система принимает и отображает информацию от следующих систем и датчиков самолета:

- бортовой системы контроля двигателя,
- электронного регулятора двигателя,
- системы пожарной защиты,
- системы управления рулями,
- системы управления механизацией крыла,
- системы управления рулежным устройством передней опоры шасси,
- комплекса топливоизмерения и центровки,
- тормозной системы,
- ультразвуковой системы управления и измерения топлива,
- гидросистемы,
- системы электроснабжения,
- системы кондиционирования воздуха,
- системы автоматического регулирования давления,
- автоматической системы штурвального управления,
- вычислительной системы управления тягой,
- вычислительной системы самолетовождения,
- вычислительной системы управления полетом,
- системы предупреждения критических режимов,
- системы предупреждения приближения земли,
- кислородной системы,
- системы сбора и локализации отказов,
- системы электронной индикации,
- системы оповещения пассажиров,
- вспомогательной силовой установки,
- системы регистрации полетной информации,
- системы дистанционного управления,
- привода автоматической балансировки,
- системы водоснабжения и удаления отбросов,
- системы регулирования, контроля и бесконтактной коммутации обогрева стекла,
- автономного генератора,
- противообледенительной системы,
- датчиков работы насосов и положения кранов,
- датчиков положения дверей и люков,

датчиков обдува и перегрева аппаратуры.

Информация в основном поступает в виде последовательного кода по кодовым линиям связи в соответствии с ARINC 429 (РТМ 1495-75 с изм.3). Информация по КЛС передается в асинхронном режиме, скорость передачи информации от большинства систем – 12,5 Кбит/с, от некоторых - 100 Кбит/с.

Система осуществляет оценку достоверности поступающей по КЛС информации по следующим критериям: по обновлению информации, по матрице состояния, по четности, по минимальной паузе между словами.

Контроль обновления основан на том, что при принятом асинхронном способе передачи информации по КЛС, передача любого слова должна периодически повторяться. Интервал передачи слова, как правило, не более секунды. Если какое-либо слово перестало поступать на входы КИСС, это свидетельствует о неисправности источника информации или линии связи. Тогда в системе используется информация от резервного канала (как правило, все важные системы двух- и трехканальные). При недостоверности данного слова во всех каналах, информация из этого слова пилотам не выдается, соответствующая стрелка, счетчик или другой элемент не отображаются на экране.

Способы контроля по матрице состояния, четности и минимальной паузе предусмотрены стандартом на передачу информации по КЛС (РТМ 1495/ARINC 429). Так называемая матрица состояния занимает 30,31 разряды слова, она служит для передачи системой-источником своего состояния и состояния передаваемой в данном слове информации. Для контроля по четности (по модулю 2) предусмотрен 32-й разряд, передающая система записывает в этот разряд 0 или 1 так, чтобы общее число единиц в слове было нечетным. Пауза между словами должна быть не менее длительности 4 разрядов.

Если из содержимого матрицы состояния следует, что информация в этом слове недостоверна, если слово не проходит контроль на четность, если не выдержана минимальная пауза, то информации в этом слове считается недостоверной. Действия, производимые в этом случае, аналогичны описанным выше действиям при контроле обновления.

Кроме последовательного кода система принимает дискретные сигналы в виде разовых команд двух типов.

Для I типа одному состоянию дискретного сигнала соответствует уровень напряжения 16,5-33 В, а другому состоянию сигнала – не более 3В (датчик замыкает цепь сигнала на корпус или разрывает ее).

Для II типа одному состоянию сигнала соответствует замыкание на корпус, а другому – разрыв цепи.

Система через свои блоки БПС принимает еще и различные типы аналоговых сигналов (аналогично БПС-8-11, см. табл.5.5).

Структурная схема системы КИСС-1-9 представлена на рис.5.13. Система работает следующим образом.



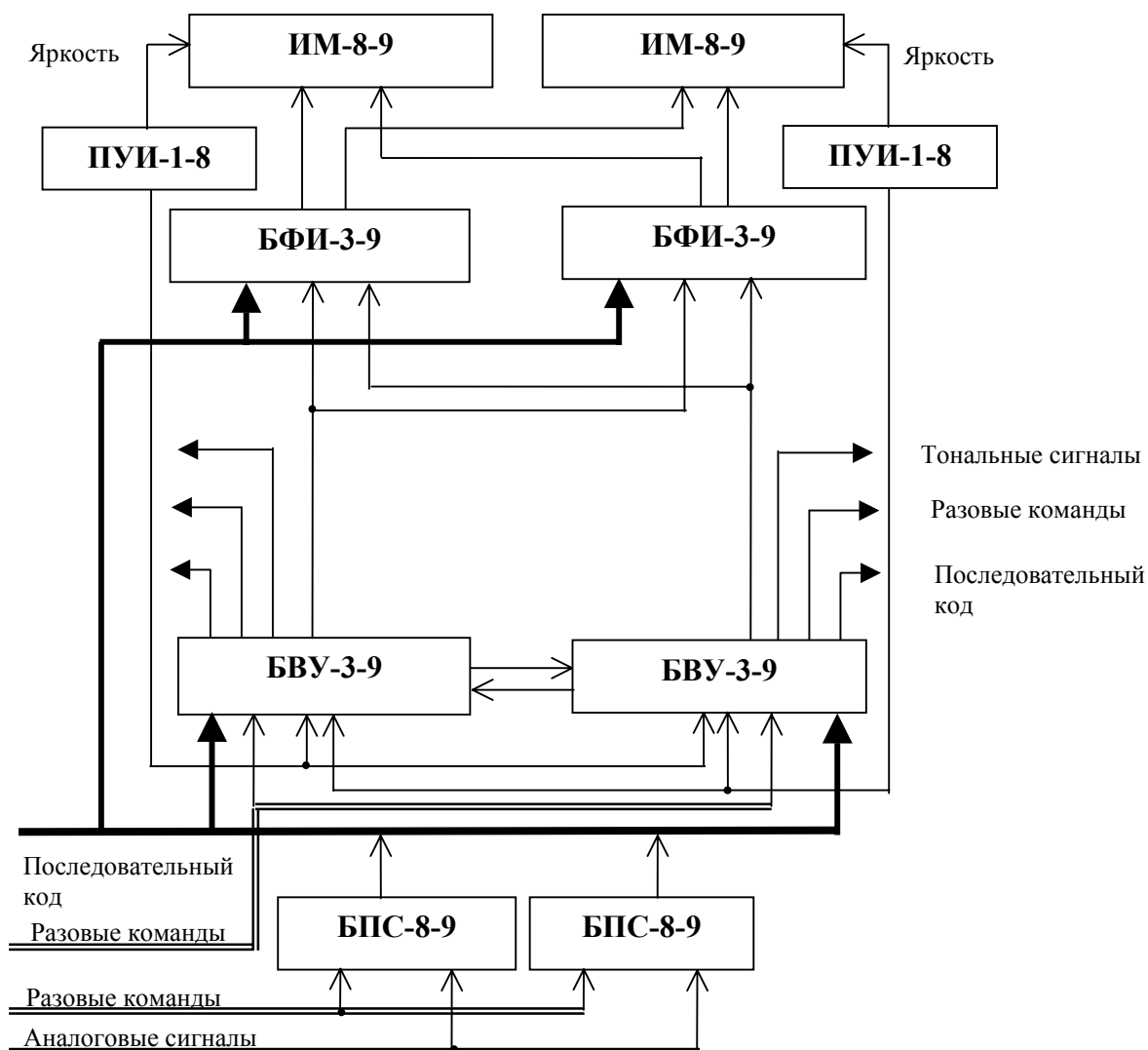


Рис.5.13. Структурная схема КИСС-1-9

Сигналы от аналоговых датчиков самолета и разовые команды поступают в блоки БПС. Блоки БПС-8-9 аналогичны описанным ранее блокам БПС-8-11 системы СПАДИ-4. Информация из них выдается последовательным кодом. Приемниками этой информации являются блоки БВУ, БФИ, а также внешние системы.

Блок БВУ осуществляет прием информации, необходимой для формирования аварийных, предупреждающих и уведомляющих сигналов, а также сигналов об отказах блоков БО. Эта информация поступает в блок по кодовым линиям связи и в виде разовых команд. По кодовым линиям связи БВУ принимает информацию от цифровых систем (35 КЛС), информацию от блоков БПС и команды от пультов системы. Из передаваемого по КЛС потока информации БВУ выбирает интересующие его слова. Блок также способен принять 100 разовых команд I и II типов от систем и датчиков. Напрямую в БВУ поступают те разовые команды, которые используются для формирования аварийных сигналов, т.е. когда требуется высокая надежность приема и

минимальная задержка выдачи сообщения, а также разовые команды, которые нужны только в БВУ, а в БФИ не используются. Остальные разовые команды принимаются блоком БПС, а в блок БВУ поступают уже в виде последовательного кода.

БВУ производит логическую обработку поступивших сигналов, заключающуюся в вычислении логических функций и определении очередности их выдачи - приоритета.

Логические функции содержат в качестве аргументов дискретные сигналы и аналоговые параметры, над которыми производятся логические операции булевой алгебры – «И», «ИЛИ», «НЕ», а также временные задержки, операции сравнения («больше», «не больше», «равно», «не равно»...) и т.д. В результате формируются новые аварийные, предупреждающие и уведомляющие сигналы, учитывающие различные условия.

Приоритет сигнала определяется его важностью - приписанной ему категорией (аварийный, предупреждающий, уведомляющий), а для сигналов одной категории – временем поступления сигнала на вход блока. В первую очередь экипажу выдаются более важные сигналы, а среди них – ранее других поступившие в систему.

Список сигналов, упорядоченных в соответствии с их приоритетом, выдается блоком БВУ в блок БФИ по кодовой линии последовательным кодом, скорость передачи информации в линии 100 Кбит/с. Список передается циклически и корректируется при изменении ситуации на борту.

Сигнальная информация блока БВУ отображается блоком БФИ в виде списка сообщений.

Кроме выдачи сигналов в БФИ и далее на экран, в необходимых случаях БВУ использует дополнительные средства сигнализации: включает мигающие ЦСО, выдает тональные звуковые сигналы.

Включение ЦСО производится блоком БВУ путем выдачи разовых команд в управляющую центральными сигнальными огнями систему самолета.

Блок БВУ выдает 5 различных по звучанию тональных сигналов. Два из них должны вызывать немедленную реакцию пилота на ситуации, соответственно, сваливания и отключения автопилота. Сигналы выдаются непрерывно до тех пор, пока существуют вызывающие их условия. Остальные три сигнала служат для привлечения внимания экипажа к экранам индикаторов при появлении аварийных и предупреждающих сигналов. В случае, если создались условия, вызывающие одновременно два и более тональных звуковых сигнала, блок БВУ выдает только один сигнал, имеющий более высокий приоритет.

Для выдачи тонального звукового сигнала блок БВУ формирует электрический сигнал соответствующей формы и выдает в аппаратуру внутренней связи для воспроизведения экипажу.

Также сигнализация выдается блоком БВУ по отдельной кодовой линии связи в систему регистрации полетной информации, скорость передачи в линии

12,5 Кбит/с. Сигналы упаковываются в 32-разрядные слова дискретных сигналов (таблица 5.7).

В системе два блока БВУ. Оба блока параллельно и независимо принимают, обрабатывают и выдают информацию в БФИ и другие системы.

Блок БФИ принимает всю необходимую ему информацию по кодовым линиям связи в виде стандартного последовательного кода. Количество входных кодовых линий от цифровых систем – 22, кроме того по КЛС передается в БФИ и информация от блоков БПС и БВУ. Из всего потока поступающей информации блок БФИ выбирает ту, которая ему необходима для формирования текущих изображений на индикаторах системы. Каждый из двух блоков БФИ способен формировать изображение на обоих индикаторах. Блок БФИ формирует дисплейный файл и передает его в индикатор по кодовой линии. Дисплейный файл содержит команды на отображение того или иного формата изображения. Вместе с командами БФИ передает список и состояние переменных элементов изображения, таких как стрелки и указатели шкал, символы кранов и насосов и др. Состояние переменных элементов определяется блоком БФИ на основе информации, поступающей от сопрягаемых систем. Как и блок БВУ, БФИ производит вычисление логических функций.

Связь блока БФИ и индикатора осуществляется по кодовой линии связи, способ обмена асинхронный, скорость передачи – 100 Кбит/с.

Индикатор содержит графический процессор, который строит изображение на экране в соответствии с полученной от БФИ информацией. В запоминающем устройстве графического процессора хранятся программы формирования всех возможных изображений.

Управление отображаемыми форматами и режимами работы системы осуществляется с пультов. Пульт №1 (левый) позволяет выбирать изображение на индикаторе №1 (нижнем), пульт №2 (правый) – на индикаторе №2 (верхнем). Предусмотрена возможность переключения пультов для управления другим индикатором. На лицевой панели пульта расположены следующие органы управления (рис.5.1):

15 кнопок для выбора формата изображения на индикаторе,  
кнопка включения режима наземного контроля КОНТР,  
кнопки ручного управления конфигурацией системы ВЫБОР ИМ,  
КАНАЛ I, КАНАЛ II,  
регулятор яркости изображения на индикаторе.

Плавное регулирование яркости изображения на индикаторе №1 производится ручкой потенциометра, расположенного на пульте №1, на индикаторе №2 – ручкой на пульте №2. В случае обрыва цепи регулирования яркости индикатор автоматически устанавливает яркость, соответствующую среднему положению ручки.

Информация о состоянии кнопок (нажата/не нажата) передается из пультов в блок БВУ в виде последовательного кода, способ передачи –

асинхронный, скорость – 12,5 Кбит/с. От пульта циклически передается одно 32-разрядное слово. Логическая «1» в определенном разряде слова означает нажатое положение соответствующей кнопки, логический «0» - не нажатое.

При нажатии пилотом какой-либо кнопки на пульте №1 в соответствующем разряде кодового 32-разрядного слова от этого пульта появляется логическая «1». Блок БВУ принимает слово от пульта, обнаруживает сигнал о нажатии кнопки, определяет формат, который требуется отобразить на экране, и выдает управляющее слово в БФИ. Управляющее слово, как и другая информация, передаваемая блоком БВУ, выдается последовательным кодом по той же кодовой линии, по которой передается сигнальная информация. В этом слове блок БВУ указывает код формата, который следует отобразить на индикаторе №1, и некоторую служебную информацию. Получив управляющее слово, блок БФИ начинает формировать указанный блоком БВУ формат. Для этого блок БФИ определяет состав информации заданного формата, просматривает необходимую входную информацию, формирует и выдает в индикатор №1 дисплейный файл. Дисплейный файл передается графическому процессору индикатора №1. Процессор вызывает из своего запоминающего устройства программу формирования заданного формата и выводит на экран соответствующее изображение. Постоянные элементы формата отображаются в соответствии с программами графического процессора. Переменные (изменяющиеся) элементы отображаются в соответствии с тем, как это определено блоком БФИ в передаваемом дисплейном файле. В результате на экране индикатора №1 появляется изображение, соответствующее выбранному пилотом формату, причем переменные элементы соответствуют текущим значениям сигналов от систем и датчиков БО.

Аналогично реагирует система на команды с пульта №2. Заданные форматы выводятся на индикатор №2.

Форматы изображения, вызываемые с пульта, скомпонованы по системам самолета – двигатели, топливная система, гидросистема и т.д. По некоторым системам информация не умещается на одном формате изображения. В этом случае с пульта последовательно могут быть вызваны несколько страниц информации. При первом нажатии кнопки вызывается первая страница, следующая страница вызывается повторным нажатием той же кнопки. После последней страницы вновь вызывается первая.

Кроме информации двигателей и самолетных систем на экран могут быть вызваны форматы, содержащие сигнализацию о ненормальных ситуациях:

- при нажатии на кнопку СОСТ на индикаторе отображается формат СОСТ с обобщенной информацией о состоянии самолетных систем;

- при нажатии на кнопку СИГН на индикаторе отображаются тексты имеющихся аварийных, предупреждающих и уведомляющих сигналов;

- при нажатии на кнопку БЛОКИ на индикаторе отображаются сообщения об отказавших блоках БО.

Предусмотрено и автоматическое отображение сигнальной информации. При появлении нового аварийного, предупреждающего или уведомляющего сигнала отображаемый на индикаторе №2 формат сбрасывается и на его место автоматически выводится формат с текстами сигнальных сообщений. Аварийные, предупреждающие и уведомляющие сигналы отображаются на экране индикатора в виде текстов соответственно красного, желтого и зеленого цветов. В составе текстов некоторых сигналов отображаются подсказки экипажу по устранению возникшей ситуации. Подсказки отображаются голубым цветом. Подсказки об исполненных действиях отображаются белым цветом. При наличии нескольких сигналов выше на экране отображаются тексты сигналов, имеющих более высокий приоритет. Если тексты всех имеющихся сигналов не уместятся на экране индикатора, в нижнем правом углу индикатора отображается символ «Очередь» в виде треугольника желтого цвета.

Предусмотрена возможность просмотра сигналов в очереди. Если сигнальная информация уже вызвана на экран, то при каждом нажатии кнопки СИГН верхний текст – текст самого приоритетного сигнала, сбрасывается с экрана, тексты остальных сигналов сдвигаются вверх, а на освободившееся место в нижней части экрана выводится текст сигнала из очереди. При постоянно нажатой кнопке СИГН тексты сигналов перемещаются с экрана в память и, соответственно, из очереди на экран в режиме «бегущей страницы» с частотой перемещения 1 Гц.

Если текст сигнала не может разместиться на свободных строках, он продолжает находиться в очереди до тех пор, пока на экране не освободится место, достаточное для его отображения. Чтобы вернуть систему к отображению самых приоритетных сигналов, необходимо нажать кнопку СБРОС или любую функциональную кнопку, а затем кнопку СИГН.

Описанные действия системы реализуются блоком БВУ, который при очередном нажатии кнопки СИГН корректирует список сигналов, выдаваемых им в блок БФИ: исключает самый приоритетный сигнал и дополняет список очередными, если они имеются.

В том случае, когда какой-либо сигнал сброшен пилотом с экрана, в верхнем правом углу экрана отображается символ «Память» – треугольник голубого цвета.

При исчезновении условий, вызвавших формирование сигнала, его текст сбрасывается с экрана, исключается из очереди и памяти.

Отображение сообщений об отказавших блоках БО производится системой аналогично. Вызов этой информации на экран производится при нажатии кнопки БЛОКИ. Цвет сообщений – желтый. На экране сообщения об отказах блоков располагаются в порядке их появления. Перемещение текстов сигналов в память и вызов из очереди производятся повторными нажатиями кнопки БЛОКИ. При постоянно нажатой кнопке БЛОКИ тексты сигналов перемещаются по экрану в режиме «бегущей страницы».

Система имеет два режима работы: рабочий режим и режим расширенного контроля. Рабочий режим – основной режим работы системы, в него она переходит при подаче напряжения питания на блоки системы. В штатном режиме система также производит непрерывный самоконтроль, имеющий, однако, меньшую, по сравнению с расширенным контролем, полноту – *текущий контроль*. При этом выполнение штатных задач не прекращается. Текущий контроль производится каждым блоком, кроме пульта, самостоятельно. В БВУ, БФИ, БПС в расписании задач предусмотрены окна, во время которых процессор блока тестирует себя и остальные устройства блока. Полный цикл текущего контроля занимает 30 с. В каждом из этих блоков имеется специальное аппаратное устройство, которое вырабатывает сигнал «Исправность» блока – *ячейка контроля*. Сигнал «Исправность» выдается ячейкой контроля в виде разовой команды II типа. Обнаружив неисправность, процессор блока выдает ячейке контроля команду на снятие сигнала «Исправность», а если неисправностей в данном цикле текущего контроля не обнаружено, подтверждает ячейке контроля исправность блока. В тех случаях, когда процессор сам неспособен выдать команду на снятие сигнала «Исправность» («зависает»), ячейка контроля после того, как истечет отведенное для подтверждения исправности время, снимает сигнал самостоятельно. Для этого в ЯК имеется счетчик времени.

В индикаторе текущий контроль организуется его процессором ввода-вывода. Результаты текущего контроля выдаются в виде разовой команды «Исправность» (II типа).

Контроль состояния пультов осуществляется блоком БВУ по наличию и правильности поступающей от них информации.

Результаты текущего контроля используются для следующих целей:

- реконфигурации системы при отказах ее блоков;
- предупреждения экипажа о наличии в системе неисправностей;
- выдачи информации в систему регистрации полетной информации.

Реконфигурация производится каждым блоком самостоятельно. Блок-приемник информации получает от блока-источника сигнал «Исправность», вырабатываемый ЯК этого блока. В случае отказа блока-источника, определяемого по отсутствию сигнала «Исправность», блок-приемник переключается на прием информации от дублирующего блока-источника.

Каждый индикатор получает информацию от обоих блоков БФИ. Нормально индикаторы отображают информацию, поступившую от первого блока БФИ. В случае пропадания сигнала «Исправность» от этого блока каждый индикатор переключается на резервный БФИ.

Блок БФИ получает информацию от блоков БПС и БВУ. Нормально блоки БФИ используют информацию от первого БВУ, а в случае его отказа переключаются на прием информации от резервного БВУ. При отказе обоих блоков БВУ сигнальная информация на экранах не отображается, а в форматах изображения по системам и двигателям отображается надпись «СИГН ОТКАЗ»

желтого цвета. Аналогично работают блоки БФИ по информации от блоков БПС. При частичном отказе блока БПС, приводящем к потере одного или нескольких слов, блок БФИ использует эти слова от второго БПС, в то время как прием остальной информации осуществляется по-прежнему от первого БПС.

Блок БВУ получает информацию от блоков БПС и от пультов системы. Прием параметров и сигналов от БПС осуществляется также, как и в блоке БФИ. При отказе пульта на экране соответствующего индикатора сохраняется ранее выведенный формат, однако предусмотрена возможность управлять отображением на обоих индикаторах с помощью оставшегося пульта. Для этой цели на пультах установлены кнопки ВЫБОР ИМ. Когда эти кнопки на обоих пультах не нажаты, управление индикатором №1 осуществляется от пульта №1, индикатором №2 – от пульта №2. Если пульт №1 отказал, то, нажав кнопку ВЫБОР ИМ на пульте №2, можно управлять от пульта №2 изображением на индикаторе №1. На это время на индикаторе №2 сохраняется ранее выведенный формат. Отжав кнопку ВЫБОР ИМ на пульте №2, можно вновь управлять индикатором №2. Аналогично производится управление индикатором №2 при нажатии кнопки ВЫБОР ИМ на пульте №1.

Кнопки КАНАЛ I и КАНАЛ II служат для ручного парирования отказов блоков БФИ, не обнаруженных встроенным контролем. Для этой цели сигналы «Исправность» обоих БФИ заведены в индикаторы через пульт. Когда обе кнопки не нажаты, пульт транслирует сигналы в индикатор, который использует их для реконфигурации. При нажатии кнопки КАНАЛ I цепь прохождения сигнала «Исправность» от второго БФИ в этом пульте разрывается. В этом случае индикатор, в соответствии с логикой его работы, принимает и отображает информацию от первого БФИ. При нажатии кнопки КАНАЛ II аналогично производится принудительное отключение первого БФИ и индикатор может работать только со вторым БФИ. Действие этих кнопок на пульте №1 распространяется только на индикатор №1, на пульте №2 – только на индикатор №2.

Реконфигурация осуществляется также в отношении тональных звуковых сигналов. Нормально их выдает только первый БВУ. В случае отказа устройства генерации звуковых сигналов первый блок блокирует свой выход, а тональные сигналы выдаются вторым БВУ. Информацией о состоянии своих устройств генерации звуковых сигналов блоки БВУ обмениваются по кодовой линии связи (эта же линия используется для выдачи информации другим системам).

БВУ также формирует и выдает в систему сбора полетной информации интегральный сигнал «Исправность КИСС» в виде разовой команды II типа. Отказ всей системы фиксируется тогда, когда отказали оба индикатора, либо оба блока БФИ, либо оба блока БВУ.

Информация об отказах блоков системы также отображается на индикаторах в составе формата БЛОКИ и выдается по кодовой линии в систему регистрации полетной информации.

Режим расширенного контроля включается вручную нажатием кнопки КОНТР на любом из пультов системы. При этом система прекращает решение штатных задач и производит самоконтроль. Включение расширенного контроля производится только в наземных условиях. В полете нажатие кнопок КОНТР системой игнорируется.

Обнаружив нажатие кнопки на пульте управления, оба блока БВУ организуют расширенный контроль в других блоках системы, при этом они действуют независимо.

Сначала БВУ выдает разовую команду «Контроль» в блоки БПС. Получив эту команду, блок БПС прекращает выполнение своих основных функций, снимает сигнал «Исправность» и переходит в режим расширенного контроля.

В БФИ блок БВУ передает команду «Контроль» по кодовой линии связи вместо управляющих информационных слов. Обнаружив команду, блоки БФИ запускают режим расширенного контроля индикаторов, для чего передают туда по кодовой линии связи команду на проведение расширенного контроля. Затем блок БФИ снимает сигнал «Исправность» и ожидает завершения расширенного контроля индикаторов. Получив команду от БФИ, индикаторы снимают сигнал «Исправность» и проводят свой расширенный контроль. На это время изображение с экрана снимается. Блок БФИ ожидает завершения расширенного контроля индикаторов, после чего выдает туда команду отобразить тестовый формат, а сам проводит расширенный контроль своей аппаратуры. Тестовый формат содержит разнообразные графические элементы и позволяет проверить цепи индикатора, не охваченные встроенным контролем.

Снятие сигналов «Исправность» индикаторов контролируется блоком БВУ. Если этого не произошло, блок фиксирует неисправность индикатора. Завершив эту операцию, блок БВУ снимает сигнал «Исправность» блока, снимает сигнал «Исправность КИСС» и проверяет снятие всеми блоками (кроме уже проверенных индикаторов) сигналов «Исправность».

Закончив проверку, блок БВУ снимает команду «Контроль», выдаваемую блокам БПС, и производит расширенный контроль исправности своей аппаратуры.

Во время самопроверки цифровых блоков индикатор отображает тестовый формат. Этот формат включает все цвета, знаки и режимы индикатора и служит для визуального контроля. Расширенный контроль блоков БПС, БВУ, БФИ продолжается 2-3 минуты. От текущего контроля расширенный контроль этих блоков и индикаторов отличается своей полнотой: проверяются устройства, не охваченные текущим контролем, а устройства, проверяемые в текущем контроле, тестируются более подробно. Если неисправностей не обнаружено, то завершив расширенный контроль, блок восстанавливает сигнал



«Исправность» и переходит в рабочий режим. Блоки БВУ также включают ЦСО и выдают звуковые тональные сигналы. Включение ЦСО и тональные сигналы контролируются техническим персоналом.

Закончив свой расширенный контроль, блок БВУ проверяет состояние других блоков системы по сигналам «Исправность». Исправность пультов определяется блоками БВУ так же, как при текущем контроле - по поступлению от пультов кодовых слов. Результаты контроля БВУ выдает в БФИ для отображения. Выдача результатов контроля продолжается 20 с, после чего блоки БВУ возвращаются в рабочий режим и организуют работу других блоков.

### ***Блок вычислительного устройства БВУ-3-9***

Блок имеет модульный принцип построения и включает:

- два модуля процессора МПР-8;
- модуль ввода-вывода МВВ-11;
- модуль ввода-вывода МВВ-12;
- три модуля ввода-вывода МВВ-20;
- модуль приема дискретных сигналов МПД-4;
- модуль преобразования сетевой МПС-4-1;
- модуль стабилизации напряжения МСН-5.

Структурная схема блока приведена на рис.5.14.

В составе блока два специализированных канала. В связи с большим объемом обрабатываемой блоком информации и применением относительно медленного процессора (что позволило сэкономить на энергопотреблении, массе и габаритах блока) прием информации и проверка ее достоверности осуществляются входным каналом под управлением одного процессора, а обработка информации и выдача ее на средства сигнализации – выходным каналом под управлением другого процессора.

Входной канал включает модуль МПР-8, модуль МПД-4 и три модуля МВВ-20. Модули объединены общей шиной типа «Электроника-60» (раздел 7.3).

Модуль МПР-8 содержит процессор, ОЗУ, ПЗУ и ячейку контроля. Эти устройства объединены внутренней общей шиной модуля и соединены с внешней общей шиной через приемопередатчик.

В МПР-8 используется тот же процессор, что и в модуле МПР-12 (технические данные приведены в разд.5.4).

ОЗУ предназначено для временного хранения промежуточных данных, используемых процессором. Емкость ОЗУ - 4К 16-разрядных слов.

ПЗУ предназначено для хранения программ и постоянных величин, которые при выключении питания сохраняют свои значения. Процессор может читать любую ячейку ПЗУ со стороны канала обмена. Объем ПЗУ в МПР-8 может быть до 28 К 16-разрядных слов, в блоке БВУ используемый объем



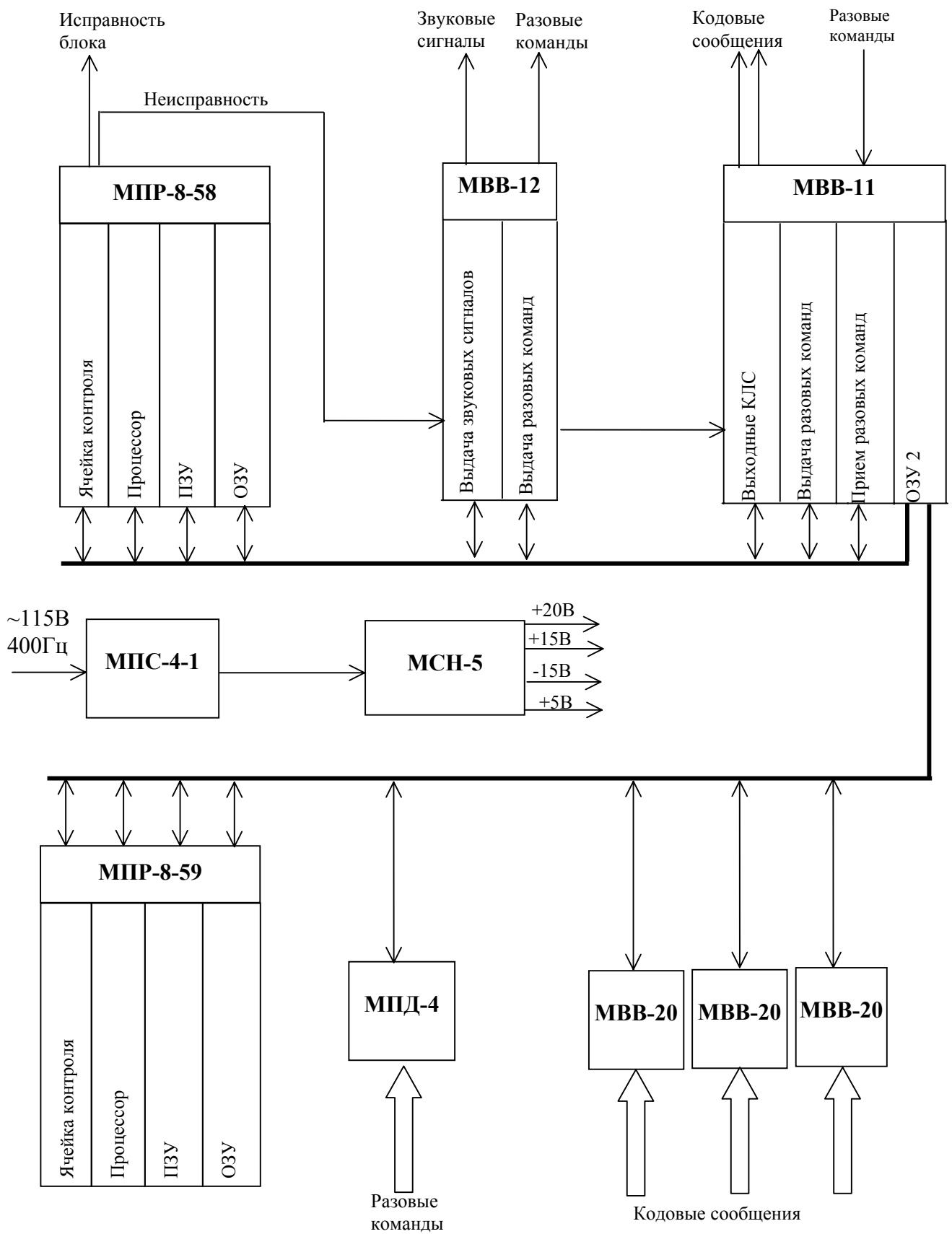


Рис.5.14. Структурная схема блока БВУ-3-9



составляет 20К 16-разрядных слов. С целью сокращения потребляемой мощности в ПЗУ организовано импульсное питание, т.е. подача питания на микросхему ПЗУ производится только при обращении непосредственно к ней.

Ячейка контроля, имеющаяся в составе модуля МПР-8, во входном канале не используется.

**Модуль МПД-4** - тот же, который используется в блоке БПС-8-11 (разд.5.4).

**Модуль МВВ-20** производит прием информации из 16 кодовых линий связи. Он рассчитан на прием информации при скорости передачи 12,5 Кбит/с или 100 Кбит/с. В БВУ-3 модули МВВ-20 принимают информацию из 34 КЛС 12,5 Кбит/с и из 14 КЛС со скоростью 100 Кбит/с. Прием слов из каждой КЛС производится параллельно и независимо. Модуль МВВ-20 имеет буферное ОЗУ емкостью 8К 16-разрядных слов, рассчитанное на прием 256 32-разрядных слов из каждой КЛС. Каждой кодовой линии связи отведена область ОЗУ емкостью 512 16-разрядных слов. В буферном ОЗУ слова раскладываются по ячейкам в соответствии с адресами слов, передаваемыми в разрядах 1-8. Младшие половины 32-разрядных слов записываются в четные ячейки ОЗУ, старшие половины – в нечетные ячейки ОЗУ. Принимаемые из кодовых линий связи слова контролируются на четность, на количество разрядов, на длительность паузы между словами. В случае ошибки по одному из этих параметров слово в ОЗУ не записывается.

На общей шине каждый модуль МВВ-20 представлен двумя регистрами – регистр адреса и регистр данных. Процессор записывает в регистр адреса номер КЛС и адрес в этой КЛС того слова, которое его интересует. После этого запрошенное слово может быть считано процессором из регистра данных.

Выходной канал включает другой модуль МПР-8 и модули МВВ-11, МВВ-12. Все модули этого канала объединены своей общей шиной типа «Электроника-60» и работают под управлением своего процессора, расположенного в модуле МПР-8. Там же содержатся программы работы этого канала (ПЗУ), оперативная память для хранения данных и промежуточных результатов обработки информации (ОЗУ), а также ячейка контроля, формирующая сигнал «Исправность» блока, как было описано выше для процессора МПР-12. Процессор выходного канала является центральным процессором блока, он управляет не только модулями своего канала, но и процессором входного канала.

**Модуль МВВ-11** производит выдачу кодовых сообщений в две КЛС: одну со скоростью передачи 100 Кбит/с±1% и другую со скоростью передачи 12,5 Кбит/с (в модуле есть и третья выходная КЛС, но в этом блоке она не используется). Для выдачи информации в КЛС модуль содержит ОЗУ емкостью 2К 16-разрядных слов, два регистра начального адреса и регистр состояния. Все ячейки ОЗУ находятся в области адресного пространства процессора. Информация, подлежащая выдаче в КЛС, записывается процессором в ОЗУ в

виде файла определенной структуры. Слова, предназначенные для выдачи в одну КЛС, располагаются последовательно, каждое 32-разрядное слово, записывается в две соседние ячейки памяти. Признаком окончания файла является слово с predetermined комбинацией «0» и «1», не встречающейся в реальных выходных словах (адрес  $377_8$  в 1-8 разрядах). Файл может быть записан в любое место ОЗУ и может иметь любую длину в пределах доступного адресного пространства. Для указания места начала файла служат специальные регистры начального адреса – свой для каждой из двух выходных КЛС.

Выдача файла может производиться однократно или циклически. В последнем случае после окончания выдачи последнего слова модуль начинает новый цикл выдачи с первого слова файла. Существует возможность на время изъять из циклически передаваемого файла любое слово (чтобы, например, откорректировать его содержание), для этого в 32-й разряд выдаваемого слова нужно записать «0». При записи туда «1» слово снова будет выдаваться в КЛС.

Управление выдачей (пуск/стоп, однократный/циклический режим выдачи) осуществляется процессором с помощью регистра состояния. Работа устройства выдачи происходит следующим образом.

После записи процессором в регистр состояния команды «пуск» устройство выдачи последовательно считывает из ОЗУ, начиная с адреса, записанного в регистр начального адреса, пары 16-разрядных слов и выдает их в КЛС. Если в считанном 32-разрядном слове в 32-м разряде записан «0», это слово не выдается в КЛС и устройство выдачи считывает следующее слово. Выдача файла заканчивается при считывании из ОЗУ слова с канальным адресом  $377_8$ . Это слово в КЛС не выдается.

Модуль МВВ-11 также принимает 12 разовых команд – через него поступают сигналы «Исправность» других блоков системы (один вход используется для эхо-контроля модуля). Разовые команды принимаются на два 6-разрядных программно-доступных регистра и читаются процессором со стороны канала обмена.

Кроме того, модуль способен выдавать 4 разовых команды 2-го типа (корпус/разрыв). Устройство выдачи разовых команд содержит программно-доступный 4-разрядный регистр. Коды команд записываются в регистр со стороны общей шины и выдаются через усилители – формирователи. В этом блоке выходные разовые команды МВВ-11 не используются.

**Модуль МВВ-12** производит выдачу 8 разовых команд 2-го типа и звуковых тональных сигналов. Для выдачи команд модуль содержит 8-разрядный регистр. Выдача и прекращение выдачи разовых команд происходит при записи процессором в разряды этого регистра соответственно «1» и «0». Каждый разряд регистра нагружен на усилитель-формирователь, выдающий команду 2-го типа. С помощью этих разовых команд блок управляет включением центральных сигнальных огней. Для выдачи звуковых тональных сигналов модуль содержит 3-разрядный регистр. Каждому из 7 доступных

звуковых сигналов соответствует свой код. При записи процессором в регистр кода данного сигнала начинается выдача соответствующего звука. При записи в регистр восьмого кода выдача звуковых сигналов прекращается.

Устройство выдачи звуковых сигналов содержит схему управления, собственное ПЗУ, преобразователи «код-частота», «код-амплитуда», «код-интервал» и модулятор. Параметры звуковых сигналов хранятся в ПЗУ. Каждому звуковому сигналу отведена своя область в ПЗУ. К параметрам сигналов, закодированным в ПЗУ, относятся частота, амплитуда, временной интервал.

Схема управления совместно с преобразователями «код-частота», «код-амплитуда», «код-интервал» и модулятором осуществляет формирование звуковых сигналов. Принцип формирования основан на аппроксимации во времени какого-либо звукового сигнала в виде отдельных временных участков, у каждого из которых постоянны частота заполнения и амплитуда. Время действия задается преобразователем «код-интервал», частота заполнения и амплитуда задаются соответственно преобразователями «код-частота» и «код-амплитуда». Модулятор производит окончательное формирование электрических сигналов для согласования выходов с нагрузкой. При работе модуля производится непрерывный встроенный контроль. Результаты контроля могут читаться процессором из того же регистра, который управляет выдачей звука.

Параметры звукового выхода: выходное напряжение  $(5 \pm 1)$  В при нагрузке  $(3000 \pm 300)$  Ом, выходное сопротивление  $(600 \pm 90)$  Ом.

При снятии сигнала «Исправность» блока выдача разовых команд и звуковых сигналов блокируется.

Обмен информацией между каналами производится через ОЗУ модуля МВВ-11 – то же самое, которое используется при выдаче информации в КЛС. Это ОЗУ с двойным доступом обеспечивает возможность двум процессорам не мешая друг другу записывать и считывать информацию. Из входного канала в ОЗУ поступает упорядоченная информация по входным сигналам и параметрам, их достоверности. Из выходного канала через ОЗУ передаются команды входному процессору.

**Модули МПС-4-1** и **МСН-5** вырабатывают из сетевого электропитания 115 В, 400 Гц стабилизированные вторичные напряжения питания +5 В, +15 В, минус 15 В, +20 В, требующиеся для запитки элементов других модулей блока.

Мощность, потребляемая блоком, не более 95 ВА.

Блок выполнен в стандартном корпусе в соответствии с ГОСТ 26765.16-87, типоразмер корпуса 3К (рис.5.15). Масса блока не более 9 кг.

Кроме электропитания блоку при работе требуется охлаждение. Охлаждение производится воздухом от централизованной системы охлаждения



Рис.5.15. Блок БВУ-3

самолета путем продува блока. Без обдува блок может работать не менее 30 минут.

### ***Блок формирования изображения БФИ-3-9***

Так же, как и блок БВУ, БФИ состоит из конструктивно-функциональных модулей. В его состав входят следующие модули:

- модуль процессора МПР-8;
- модуль ввода-вывода МВВ-11;
- два модуля ввода МВВ-20;
- модуль запоминающего устройства МЗУ-5;
- модуль преобразования сетевой МПС-3-1;
- модуль стабилизации напряжения МСН-5.

Структурная схема блока приведена на рис.5.11.

Модули, входящие в блок, объединены единым каналом обмена и работают под управлением процессора, расположенного в модуле МПР-8. Это тот же самый модуль, который используется в блоке БВУ, он содержит, как было описано выше, ОЗУ, ПЗУ и ячейку контроля, формирующую сигнал «Исправность» блока. Отличие от модулей блока БВУ состоит только в той программе, которая записана в ПЗУ модуля.

Так как программы построения всех возможных форматов изображения не умещаются в ПЗУ модуля МПР-8, в блок установлен модуль МЗУ-5 с дополнительным ПЗУ емкостью 24К 16-разрядных слов. Однако адресное пространство процессора (32К слов) не позволяет включать туда всю память сразу, поэтому модуль МЗУ-5 содержит специальный программно-доступный регистр блокировки. При записи в него соответствующего кода часть ПЗУ модуля МПР-8 общим объемом 12К блокируются, а в адресное пространство процессора вместо них включается 12К слов из ПЗУ модуля МЗУ-5 - либо первая, либо вторая половина.

***Модуль МВВ-11***, такой же как в блоке БВУ, производит выдачу информации в три КЛС. По двум из них информация передается в два индикатора системы, скорость передачи 100 Кбит/с±1%. Третья КЛС со скоростью 12,5 Кбит/с используется только для эхо-контроля МВВ-11–МВВ-20.

Кроме того, модуль МВВ-11 содержит устройство приема разовых команд 2-го типа, которое используется для приема сигналов «Исправность» от других блоков системы, связанных с БФИ. МВВ-11 также содержит устройство выдачи разовых команд. Используется только одна выходная разовая команда и то только для эхо-контроля устройства приема разовых команд.

***Модули МВВ-20*** производят прием информации по 16 кодовым линиям связи со скоростью 100 Кбит/с и по 16 кодовым линиям связи со скоростью 12,5 Кбит/с от сопрягаемых систем и других блоков системы.



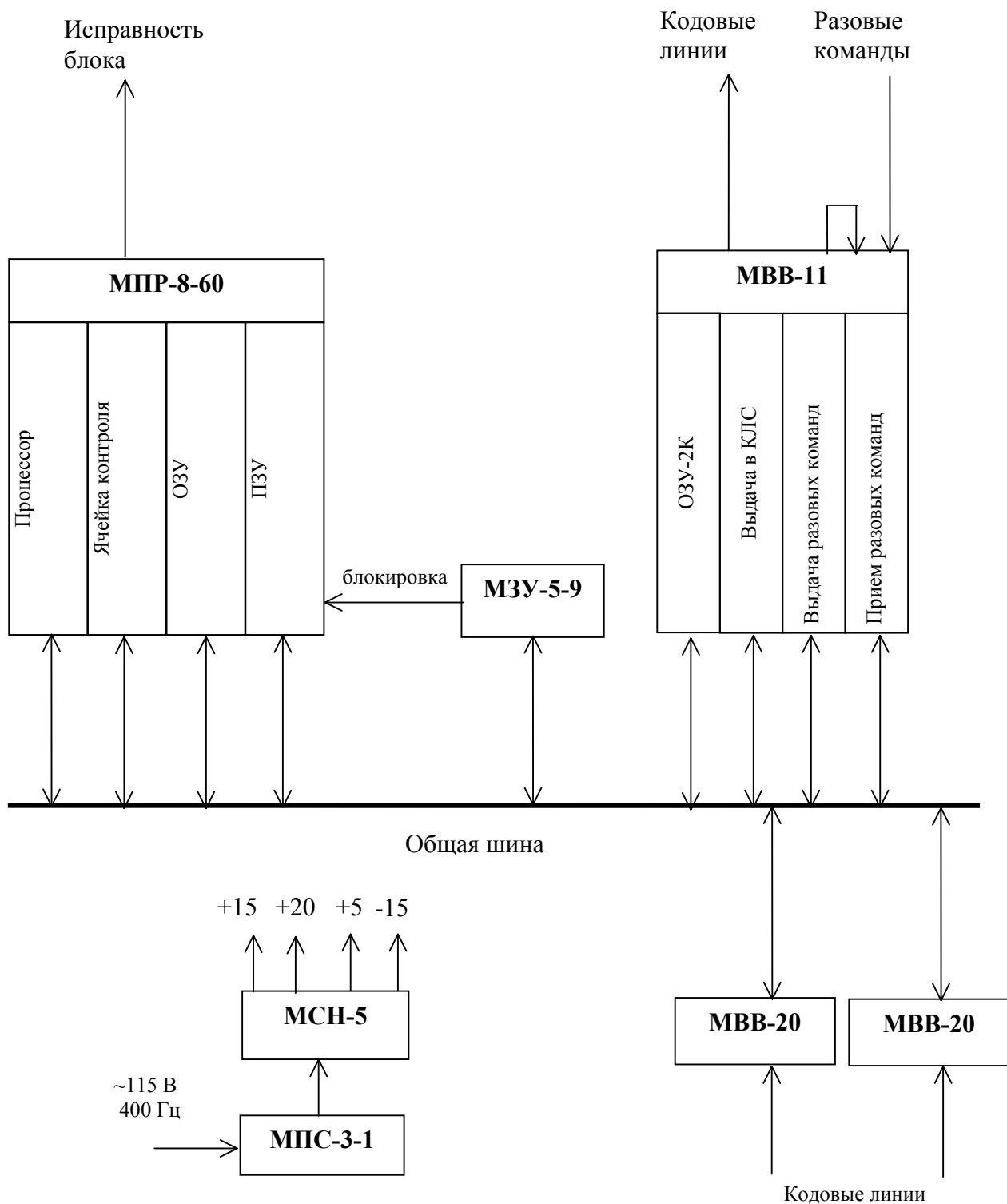


Рис.5.16. Структурная схема блока БФИ-3-9

**Модули МСН-5 и МПС-3-1** вырабатывают из сетевого электропитания 115 В, 400 Гц стабилизированные вторичные напряжения питания +5 В, +15 В, минус 15 В, +20 В, требующиеся для запитки элементов других модулей блока.

Мощность, потребляемая блоком, не более 50 ВА.

Масса блока не более 6 кг, типоразмер корпуса 2К по ГОСТ 26765.16-87.

Кроме электропитания блоку при работе требуется охлаждение. Охлаждение производится воздухом от централизованной системы охлаждения самолета путем продува блока. Без обдува блок может работать не менее 30 минут.

### ***Пульт управления индикацией ПУИ-1-8***

Пульт предназначен для ручного управления системой. Внешний вид пульта представлен на рис.5.17

Пульт содержит:

- модуль кодовых сигналов МКС-1,
- модуль питания МП-1,
- лицевую панель с установленными на ней кнопками выбора формата изображения (16 кнопок без фиксации) и кнопками для выбора режима индикации (3 кнопки с фиксацией),
- регулятор яркости индикатора.



Рис.5.17 Пульт управления индикацией ПУИ-1-8

Сигналы от кнопок на лицевой панели поступают в модуль МКС-1, который преобразует их в код и циклически выдает в виде кодового слова в выходную КЛС, скорость передачи 12,5 Кбит/с. В паузе между словами текущее состояние кнопок передается в сдвиговый регистр, который вырабатывает 32-разрядный последовательный код. При нажатой кнопке в соответствующий разряд записывается «1», при не нажатой - «0». Для того, чтобы блок БВУ успел захватить кратковременные нажатия кнопок, информация о нажатой кнопке сохраняется в регистре в течение 350 мс. Через формирователь, обеспечивающий усиление сигнала, код поступает в КЛС.

Кроме выдачи состояния кнопок в КЛС, пульт осуществляет коммутацию сигналов исправности, поступающих от блока БФИ в индикаторы системы. При

не нажатом положении кнопок КАНАЛ I и КАНАЛ II пульт транслирует сигналы исправности блоков БФИ в индикаторы без изменений. При нажатом положении кнопки КАНАЛ I пульт выдает сигнал «Исправность БФИ 1» и принудительно снимает сигнал «Исправность БФИ 2» - независимо от состояния этих сигналов на входе пульта (рис.5.18). При нажатом положении кнопки КАНАЛ II и не нажатом положении кнопки КАНАЛ I пульт аналогичным образом выдает сигнал «Исправность БФИ 2» и принудительно снимает сигнал «Исправность БФИ 1».

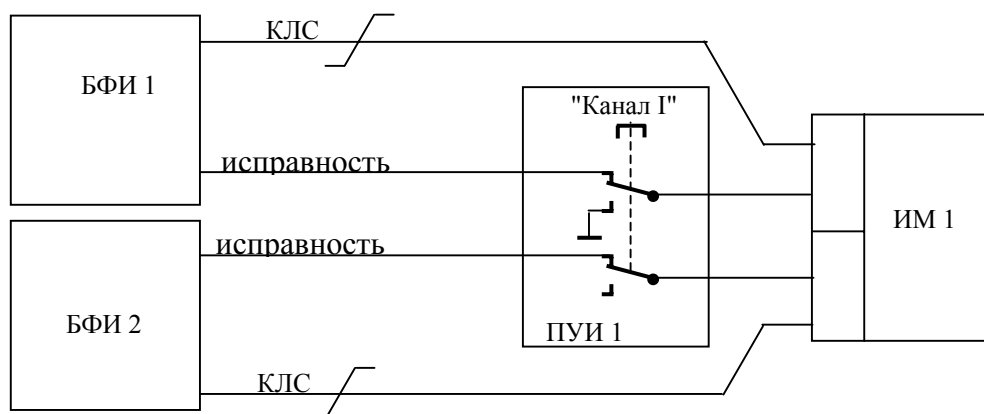


Рис.5.18. Переключение каналов

Пульт также обеспечивает управление яркостью индикатора с помощью установленного на пульте потенциометра.

Модуль МП-1 вырабатывает напряжения питания для модуля МКС-1: плюс 5 В и минус 5 В. Электропитание пульта осуществляется напряжением ~115 В, 400 Гц, потребляемая пультот мощностью не превышает 22 ВА.

Надписи на пульте и на кнопках имеют встроенный подсвет. Электропитание цепей подсвета осуществляется переменным током напряжением 5,5 В и частотой 400 Гц. Половина ламп подсвета (по одной в каждой кнопке и надписи) запитывается от одного канала системы электроснабжения самолета, половина от другого. Суммарная мощность, потребляемая пультот по цепи ~5,5 В 400 Гц, не превышает 20 ВА.

Масса пульта не более 2,5 кг. Габаритные размеры – 146x112x208 мм; габаритные и присоединительные размеры соответствуют ГОСТ 17046-81, тип корпуса 1.

### ***Индикатор многофункциональный ИМ-8-9***

Жидкокристаллический индикатор ИМ-8-9 предназначен для отображения текстовой, графической информации.

Индикатор имеет модульный принцип построения и включает в себя:

- модуль графического процессора;
- модуль процессора ввода-вывода (МПВВ);

- модуль приема метеоинформации (МПИ) - в КИСС-1 модуль не используется;
- модуль контроллера экрана (МКЭ);
- жидкокристаллический модуль (ЖКМ);
- модуль питания индикатора (МПИ);
- модуль управления нагревателями (МУН).

Модуль процессора ввода-вывода предназначен для приема, хранения и обработки дисплейных файлов, поступающих по двум КЛС от блоков БФИ системы. В зависимости от сигналов исправности блоков БФИ, МПВВ подключается к одной из двух КЛС и принимает передаваемую по ней информацию. Эта информация предназначена для графического процессора и представляет собой программу отображения информации на экране модуля ЖКМ. Информация предварительно обрабатывается и передается графическому процессору.

Кроме того МПВВ выдает управляющие команды в МПИ и МКЭ, а также собирает сигналы исправности от встроенных средств контроля, содержащихся во всех модулях индикатора, и формирует комплексный сигнал «Исправность». В случае возникновения любой неисправности МПВВ снимает сигнал «Исправность» и прерывает формирование изображения.

Модуль графического процессора на основании принятых от БФИ команд и данных подготавливает изображение, в видеоОЗУ записывается информация, соответствующая требуемому изображению. Информация выдается в МКЭ.

Модуль приема метеоинформации предназначен для приема информации в виде последовательного фазоманипулированного кода в соответствии с ГОСТ 26765.52-87, скорость передачи 1 Мбит/с. Таким кодом передаются данные о метеобстановке от бортового метеонавигационного радиолокатора (МПИ имеет два входа для подключения любого из двух приемопередатчиков) и данные о рельефе от системы раннего предупреждения приближения земли. Данные принимаются им, обрабатываются и выдаются в МКЭ.

Модуль контроллера экрана накладывает изображение, подготовленное графическим процессором, на изображение метеоинформации или рельефа от МПИ. Информация поступает в МКЭ от модуля графического процессора и от модуля приема метеоинформации по двум цифровым каналам. Кроме того, МКЭ управляет модулем ЖКМ, в частности контролирует его напряжения питания. По сигналам термодатчиков МКЭ осуществляет управление включением встроенных вентиляторов или нагревателей.

Жидкокристаллический модуль на основе полученных данных индицирует изображение. ЖКМ состоит из жидкокристаллического экрана, устройства заднего подсвета и платы управления. Модуль отображает видеoinформацию, поступающую по цифровому интерфейсу от МКЭ.

Модуль МПИ преобразует первичное напряжение сети 115 В, 400 Гц в восемь номиналов напряжений для питания модулей индикатора, а модуль

МУН вырабатывает из того же напряжения 115 В, 400 Гц напряжения для питания нагревателей и подсвета ЖКМ.

Основные характеристики индикатора приведены в таблице 5.9.

Таблица 5.9

**Характеристики ИМ-8**

Размер рабочего поля экрана	158x158 мм
Разрешающая способность	780 x 780 пикселей
Количество отображаемых цветов	7, с возможностью наращивания до 120000
Углы обзора	$\pm 60^\circ$ (гор), $\pm 35^\circ$ (верт)
Яркость изображения (белого цвета)	$\geq 550$ кд/м <sup>2</sup>
Яркостной контраст (при крайних углах обзора и внешней засветке 61000 лк)	$\geq 0,5$
Входные кодовые линии связи: от блоков БФИ (ARINC 429) от метеорадиолокатора/системы раннего предупреждения приближения земли (ARINC 708)	2 3
Электропитание переменным током 115 В, 400 Гц; потребляемая мощность	120 ВА без подогрева, 320 ВА с подогревом
Диапазон рабочих температур	-20°C...+55°C
Габариты	230x203x280 мм
Масса	10 кг

Предусмотрены ручная и автоматическая регулировки яркости изображения.

Охлаждение индикатора осуществляется двумя встроенными вентиляторами, включающимися в зависимости от температуры внутри блока.

***Блок преобразования сигналов БПС-8-9***

Блок по структуре, работе и техническим характеристикам подобен рассмотренному выше блоку БПС-8-11 из состава СПАДИ-4.

**5.6. Система электронной индикации СЭИ-85**

Система электронной индикации СЭИ-85 предназначена для индикации пилотажно-навигационной информации. Она устанавливается на самолеты ИЛ-96-300 и ТУ-204/214.

Система выполняет следующие функции:

принимает, обрабатывает и отображает на экранах индикаторов пилотажно-навигационную информацию от бортовых систем и датчиков;

транслирует эту информацию в систему регистрации параметров полета (МСРП);

обеспечивает пилотам возможность ручного ввода заданных значений барометрических давлений и высоты принятия решения с последующей передачей введенных значений другим системам самолета;

осуществляет контроль достоверности входной информации с выдачей результатов контроля в систему сбора и локализации отказов (ССЛО).

Система имеет встроенные средства контроля, которые в полете и на земле контролируют работоспособность блоков системы, при обнаружении отказов производят автоматическую реконфигурацию, результаты контроля выдаются в бортовые системы ССЛО, КИСС-1.

Состав системы приведен в таблице 5.10.

Таблица 5.10

Состав СЭИ-85

<i>Наименование</i>	<i>Шифр</i>	<i>Кол.</i>
Блок вычисления и формирования	БВФ-1	3
Индикатор многофункциональный	ИМ-8	4
Пульт системы индикации	ПУСЭИ-2	2

Блок вычисления и формирования БВФ-1 предназначен для приема и обработки информации, формирования изображения на экранах индикаторов и выдачи кодовых сообщений и разовых команд. Блок расположен на стеллаже в техническом отсеке самолета.

Индикатор многофункциональный ИМ-8 предназначен для отображения текстовой и графической информации. Индикаторы расположены на приборной доске в кабине экипажа два перед левым пилотом, два перед правым пилотом (рис.1.10).

Пульт системы индикации ПУСЭИ-2 служит для:

вызова членами экипажа форматов изображения на экраны индикаторов и изменения содержания форматов изображения;

ручного регулирования яркости отдельно для двух индикаторов (КПИ и КИНО), а также соотношения яркостей изображения и фона при наложении символов на изображение, полученное от метеолокатора или системы раннего предупреждения приближения земли (СРПЗ);

ручной реконфигурации системы при отказах ее блоков;

выставки на индикаторах системы нужных значений барометрических давлений на уровне океана и аэродрома, высоты принятия решения.

Пульты расположены на боковых панелях в кабине экипажа.

Информация поступает в систему (в блок БВФ) в виде последовательного кода и разовых команд по ARINC 429.

Последовательным кодом поступает информация от систем пилотажно-навигационного комплекса самолета, скорость передачи 12,5 Кбит/с (27 КЛС) и 100 Кбит/с (7 КЛС), причем от систем ВСС-85 и системы предупреждения

столкновений информация поступает не в виде отдельных слов, а блоками слов (в файловом режиме).

Информация от метеолокатора и усовершенствованной системы СППЗ передается фазоманипулированным кодом по ARINC 708, скорость передачи – 1 Мбит/с. Система принимает информацию от двух каналов метеолокатора и одного канала системы раннего предупреждения приближения земли.

Также блоки БВФ способны принять до 24 разовых команд 2-го типа непосредственно от датчиков самолета.

Кроме того, что система индицирует информацию на своих индикаторах, она выдает ее в сопрягаемые системы последовательным кодом, скорость передачи 12,5 Кбит/с.

Электропитание системы осуществляется напряжением 115 В, 400 Гц, потребляемая мощность в рабочем режиме не более 740 ВА (1490 ВА при прогреве индикаторов).

Масса системы – не более 75 кг.

Условия эксплуатации системы те же, что и у системы КИСС-1-9. Индикаторы и блоки БВФ требуют принудительного воздушного охлаждения, но и без охлаждения система способна проработать не менее 30 минут.

Структурная схема системы представлена на рис.5.19.

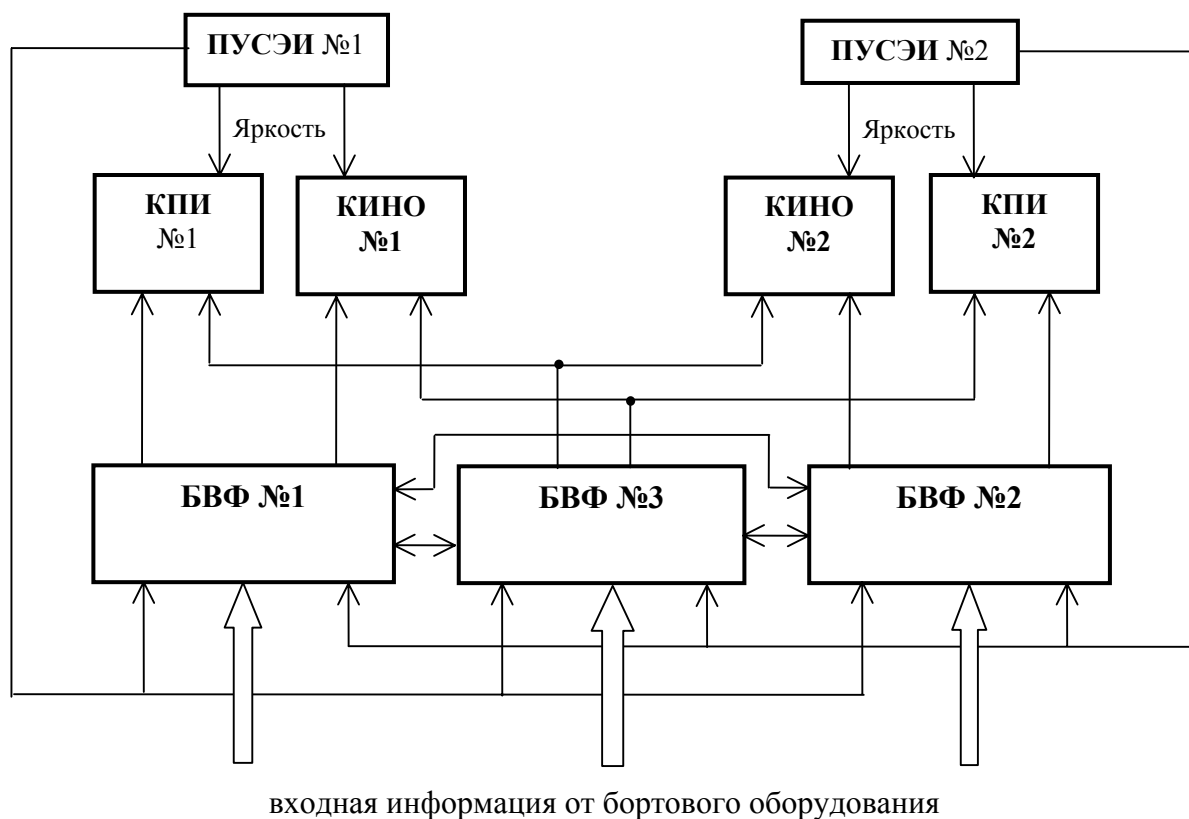


Рис.5.19. Структурная схема СЭИ-85

Система имеет три канала – два основных и резервный. Каждый основной канал включает блок БВФ, пульт и два индикатора, один из которых выполняет функцию комплексного пилотажного индикатора, а другой – комплексного индикатора навигационной обстановки. Первый канал обеспечивает информацией одного пилота, второй канал – другого. Третий канал представлен блоком БВФ и находится в горячем резерве, при отказе блока БВФ первого или второго канала он заменяет отказавший блок.

По состоянию входных сигналов и команд от пультов системы блок БВФ определяет необходимое для данного этапа полета и для данной ситуации содержание форматов изображения на КПИ и КИНО, собирает и обрабатывает требующуюся для этих форматов изображения информацию, формирует и выдает в соответствующий индикатор файл, который содержит управляющие слова с указанием формата изображения, список и состояние переменных элементов изображения. Параллельно с этим блок транслирует основные пилотажно-навигационные параметры в систему сбора полетной информации и в систему КИСС-1, а результаты проверки достоверности информации - в ССЛО.

Информация в индикатор передается последовательным кодом со скоростью 100 Кбит/с, а в сопрягаемые системы со скоростью 12,5 Кбит/с.

Переданный из блока БВФ файл поступает графическому процессору индикатора. По информации в этом файле графический процессор вызывает из запоминающего устройства постоянные элементы изображения, komponует их с переменными элементами и в соответствии с полученными результатами управляет цветом и движением луча электронно-лучевой трубки.

Ручное управление отображаемыми форматами и режимами работы системы осуществляется с пультов. Левый пульт позволяет выбирать изображение на индикаторах левого пилота, правый – на индикаторах правого пилота. С помощью пультов также осуществляется выставка и ввод заданных значений барокоррекций и высоты принятия решения, выдаваемых во взаимодействующие системы. Информация о текущем положении органов управления пульта и введенных значениях передается в блок БВФ в виде последовательного кода со скоростью 12,5 Кбит/с. Информацию из этой КЛС принимают также и другие системы, которые используют введенные барокоррекции и масштабируют свои данные, выдаваемые в СЭИ в соответствии с установленным на пульте диапазоном дальности. Кроме того, в систему ВСУП из пультов передается разовая команда о положении переключателя МЕТР, определяющая выбранную систему мер (метрическая или британская), а в СВС – разовая команда о положении кнопки ОТКЛ ПУЛЬТ.

### ***Блок вычисления и формирования БВФ-1***

Блок имеет модульный принцип построения и включает в себя:



- два модуля процессора МПР-12;
- модуль ввода-вывода МВВ-11;
- два модуля ввода-вывода МВВ-20;
- модуль ввода-вывода МВВ-27;
- модуль ввода-вывода МВВ-14;
- модуль выдачи дискретных сигналов МВД-5;
- модуль преобразования сетевой МПС-4-1;
- модуль стабилизации напряжения МСН-5.

Структурная схема блока приведена на рис.5.20. Блок имеет двухканальную структуру. Первый канал подготавливает изображение на индикаторе КПИ, второй – на индикаторе КИНО. Работой каждого канала управляет свой процессор, расположенный в модуле МПР-12. Процессор первого канала является центральным, кроме задач индикации изображения он осуществляет общее управление блоком, организует его контроль и выдает информацию по КЛС в индикаторы и в другие системы. Устройства ввода-вывода распределены между каналами. Первый канал включает модули МВВ-11, МВВ-20, МВД-5, осуществляющие прием информации. Вторым каналом включает модули, принимающие только навигационную информацию - МВВ-27 и МВВ-14. Информация от общих для КПИ и КИНО источников информации поступает в первый канал и транслируется оттуда процессором первого канала процессору второго канала. Связь процессоров осуществляется через общее ОЗУ с двойным доступом.

В обоих каналах модули соединены общей шиной типа «Электроника-60», такой же как в блоках БВУ, БФИ системы КИСС-1 и блоках БПС системы СПАДИ-4. Активным устройством на общей шине является процессор данного канала, все обмены информацией производятся под его управлением.

**Модуль МПР-12** – такой же, как в блоке БПС-8-11 (разд.5.4).

**Модуль МВВ-11** производит выдачу информации последовательным кодом, как описывалось выше для блоков БВУ, БФИ. Две выходных КЛС со скоростью передачи 100 Кбит/с подключены к индикаторам КПИ и КИНО, а выходная КЛС со скоростью передачи 12,5 Кбит/с используется для обмена информацией между блоками БВФ и для выдачи информации в другие систем. Выходы всех трех КЛС и выходы разовых команд модуля аппаратно блокируются при снятии сигнала «Исправность» блока.

**Модули МВВ-20** производят прием информации из КЛС, как описывалось выше для блоков БВУ, БФИ.

**Модуль МВВ-27** также принимает информацию из КЛС, но кроме 11 обычных КЛС со скоростью передачи 12,5 Кбит/с, в которых информация передается с указанием адреса в 1-8 разрядах слов, модуль способен принимать из 3 КЛС со скоростью  $(100 \pm 1)$  Кбит/с информацию, передаваемую в виде файла. Адресная часть слов в файле не используется, а что передается в данном слове определяется местом слова в файле. Файлами передается информация о



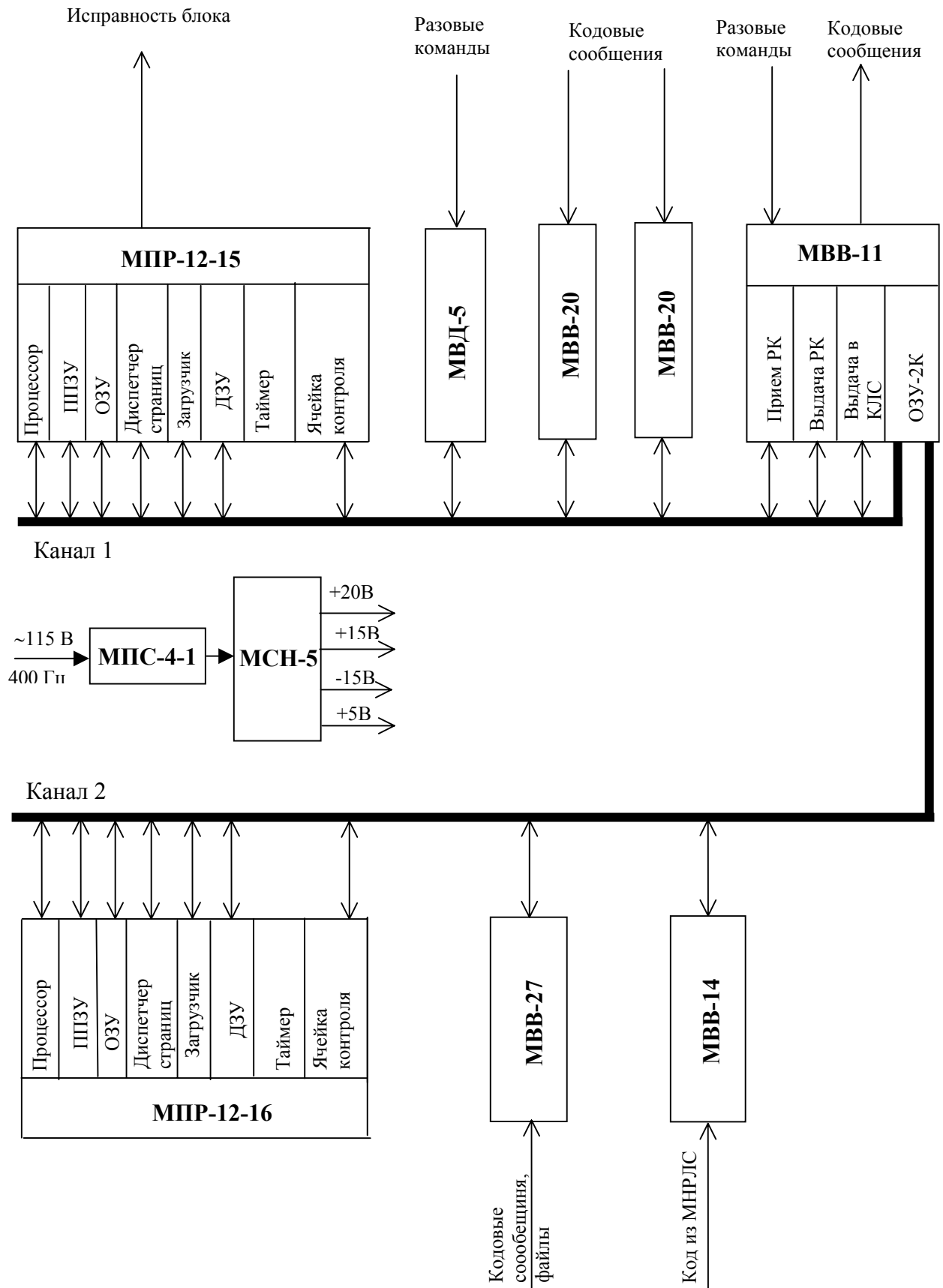


Рис.5.20. Структурная схема БФФ-1

воздушном движении от системы предупреждения столкновений и навигационная карта из системы самолетовождения. Принятый файл записывается модулем в последовательный ряд ячеек буферного ОЗУ, откуда переписывается процессором в свое ОЗУ, там распаковывается и анализируется.

**Модуль МВВ-14** предназначен для приема первых 64 разрядов 1600-разрядных слов от метеолокатора (ARINC-708). В этих разрядах метеолокатор передает информацию о своих параметрах, режиме работы и состоянии, эта информация индицируется пилоту. Модуль имеет два входа для приема информации от двух приемопередатчиков, но одновременно принимается информация только от одного из них. Слова записываются в четыре 16-разрядных регистра, доступных процессору.

Управление работой модуля (прием из 1 или 2 канала, работа или контроль) производится процессором через специальный регистр состояния. В случае, если слова перестали поступать в МВВ-14 или не проходят контроль, в этом же регистре состояния МВВ-14 устанавливает флаг недоверности информации, если она перестает поступать к нему на вход.

**Модуль МВД-5** обеспечивает прием 18 и выдачу 6 разовых команд 2-го типа. В блоке БВФ-1 выдача разовых команд не используется.

Модули питания **МПС-4-1** и **МСН-5** - те же, что и в блоке БВУ.

Электрическое питание блока осуществляется от системы электроснабжения переменного тока напряжением 115 В частотой 400 Гц, мощность, потребляемая блоком, не более 90 В·А.

Как и блоки БВУ, БФИ, блок БВФ выполнен в унифицированном корпусе, типоразмер блока 3К (6МСУ по ARINC-600), габаритные размеры 387×194×198 мм. Масса блока не более 9 кг.

### **Пульт системы индикации ПУСЭИ-2**

Пульт содержит:

- два модуля кодовых сигналов МКС-3-1 и МКС-4-1;
- модуль вывода информации МВИ-2-3;
- модуль питания МП-12;
- лицевую панель с закрепленными на ней органами управления.

Внешний вид пульта приведен на рис.5.21.

Структурная схема пульта показана на рис.5.22.

**Лицевая панель** вырабатывает сигналы о состоянии кнопок и положении переключателей, эти сигналы поступают на модули МКС для

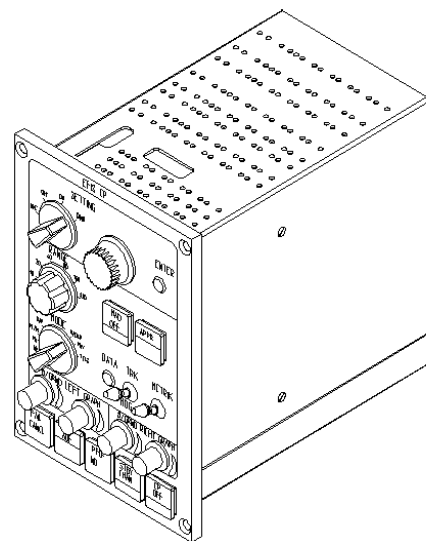


Рис.5.21. Внешний вид пульта ПУСЭИ-2-1

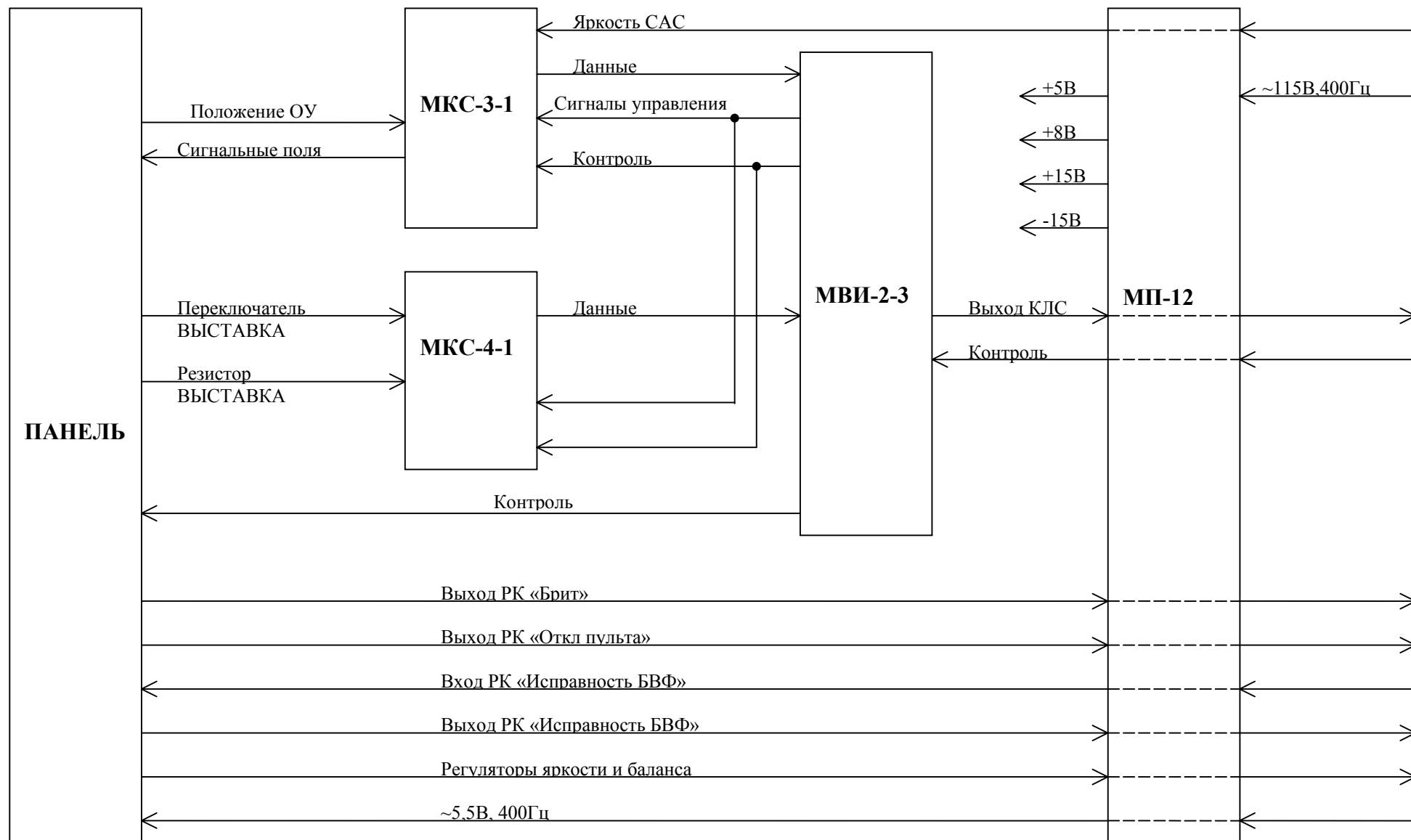


Рис.5.22. Структурная схема ПУСЭИ-2

преобразования в код и выдачи блокам БВФ, а также другим системам самолета.

Для систем, которым необходим не код, а разовые команды, при нажатии соответствующих кнопок («БРИТ», «ОТКЛ ПУЛЬТ») также вырабатываются разовые команды 2-го типа. Некоторые кнопки фиксируются в нажатом положении, для их выключения требуется повторное нажатие; остальные кнопки без фиксации и сигнал о нажатии таких кнопок присутствует кратковременно – только пока эта кнопка нажата.

Кроме того, лицевая панель осуществляет коммутацию сигнала «Исправность», поступающего от БВФ №1 или №2 в индикаторы. Этот сигнал проходит через кнопку РЕЗЕР КАНАЛ аналогично тому, как описано выше для пульта ПУИ-1-8 (разд.5.5). При нажатии на данную кнопку цепь сигнала «Исправность» разрывается, что приводит к автоматическому переключению пары индикаторов на резервный канал – БВФ №3. Пульт №1 коммутирует сигнал «Исправность» от БВФ №1 к индикаторам левого пилота, пульт №2 коммутирует сигнал «Исправность» от БВФ №2 к индикаторам правого пилота. Также на лицевой панели расположены регуляторы яркости и баланса, они соединяются непосредственно с контактами выходного соединителя пульта, а через самолетный фидер подключены к соответствующим индикаторам.

Для подсвета надписей на светопроводе и на лицевых поверхностях кнопок на панель подается напряжение 5,5 В, 400 Гц от двух каналов системы электроснабжения, что позволяет сохранять подсвет надписей при отказе одного канала СЭС. Некоторые кнопки имеют на своих лицевых поверхностях сигнальные поля, включающиеся при нажатии на данные кнопки.

**Модуль МКС-3-1** формирует 32-разрядное слово, содержащее информацию о положении переключателей и о состоянии кнопок. Сигнал о нажатии кнопок без фиксации искусственно продляется модулем, чтобы значение «1» в соответствующем разряде передаваемого слова сохранялось не менее 0,3 с. Это сделано для того, чтобы блоки БВФ, которые проверяют состояние органов управления не непрерывно, а периодически, не пропустили бы нажатие кнопок.

МКС-3-1 также включает сигнальные поля на кнопках и регулирует яркость свечения этих полей в зависимости от централизованного по всей кабине сигнала «Яркость», вырабатываемого системой аварийной сигнализации САС-8.

**Модуль МКС-4-1** обеспечивает ввод заданных значений барокоррекции и высоты принятия решения. Он формирует 32-разрядное слово, содержащее информацию о положении галетного переключателя ВЫСТАВКА, служащего для выбора вводимого значения, и числовое значение приращения параметра.

При повороте ручки резистора ВЫСТАВКА от нейтрального положения по часовой стрелке происходит увеличение 14-разрядного числа в кодовом слове, при повороте против часовой стрелки – уменьшение этого числа. Диапазон изменения числа для разных параметров различен. С увеличением

угла поворота ручки от нейтрали увеличивается частота изменения содержания разрядов. Всего существует 7 фиксированных частот. Это позволяет быстрее достичь нужного значения. Индикация текущего значения счетчика производится не на пульте, а прямо на индикаторе системы.

**Модуль МВИ–2–3** вырабатывает сигналы управления и контроля для модулей МКС, осуществляет поочередную коммутацию поступающих из модулей МКС слов, формирует из однополярного кода bipolarный код в соответствии с ARINC 429 (РТМ 1495-75 с изм.3) и передает сформированные слова в кодовую линию связи, способ передачи – асинхронный, скорость передачи 12,5 Кбит/с.

**Модуль МП–12** вырабатывает вторичные напряжения питания, необходимые для работы модулей МКС и МВИ, а также транслирует все входные и выходные сигналы пульта.

Электрическое питание пульта осуществляется от системы электроснабжения переменного тока 115 В, 400 Гц, мощность, потребляемая пультом не более 25 ВА. Электропитание средств подсвета осуществляется от двух регулируемых бортовых источников переменного тока 5,5 В, 400 Гц, мощность, потребляемая пультом не более 15 ВА.

Пульт выполнен в корпусе, габаритные и присоединительные размеры которого соответствуют требованиям ГОСТ 17046-81, тип корпуса 1. Габаритные размеры 146x208x230 мм.

Масса пульта не более 3,5 кг. Охлаждение естественное.

### ***Индикатор многофункциональный ИМ-8***

Индикатор точно такой же, как в системе КИСС-1, отличие заключается только в программах построения изображений, которые хранятся в ПЗУ графического процессора.

## **5.7. Комплексная система электронной индикации и сигнализации КСЭИС-85**

Комплексная система электронной индикации и сигнализации КСЭИС-85 устанавливается на пассажирский самолет местных воздушных линий ИЛ-114 и его модификаций.

Система КСЭИС предназначена для представления экипажу пилотажной, навигационной информации, информации о состоянии двигателей и самолетных систем, а также сигнальных сообщений. Система выполняет следующие функции:

принимает, обрабатывает и отображает необходимую экипажу информацию;

осуществляет контроль параметров двигателей;

предупреждает пилотов о достижении границ эксплуатационных допусков самолета;

по информации от бортовых систем и агрегатов формирует и отображает аварийные, предупреждающие и уведомляющие сигнальные сообщения;

принимает и отображает номера и наименования отказавших блоков бортового оборудования;

включает центральные сигнальные огни и выдает звуковые тональные сигналы для предупреждения экипажа об опасных ситуациях и для привлечения внимания экипажа к информации на индикаторах системы;

осуществляет запоминание и хранение в энергонезависимой памяти информации о состоянии самолета, индикацию этой информации пилоту и обслуживающему персоналу;

обеспечивает ввод значений барокоррекции и высоты принятия решения, выдает их для использования в другие системы самолета;

подготавливает и выдает данные для записи их системой регистрации полетной информации.

Система производит особую обработку входной информации, определяя ее достоверность. Обобщенные результаты такой обработки кодируются и выдаются в бортовое централизованное устройство локализации отказов. Система имеет встроенные средства самоконтроля, осуществляющие постоянный контроль состояния всех блоков системы, обнаружение и локализацию отказов, выдачу сообщений об обнаруженных отказах на экраны индикаторов и в систему регистрации полетной информации.

Следует отметить, что в то время, как системы КИСС-1 и СЭИ-85 принадлежали к первому поколению электронных систем индикации, КСЭИС-85 является представителем второго поколения, она выполняет функции как обеих этих систем, так и дополнительные функции, связанные с контролем режима полета и с контролем параметров двигателей.

Структура и работа системы будет рассмотрена на примере модификации системы - КСЭИС-85М-100, которая применяется на самолете Ил-114-100. Состав этой системы приведен в таблице 5.11.

Таблица 5.11

**Состав КСЭИС-85-100**

<i>Наименование</i>	<i>Шифр</i>	<i>Кол.</i>
Индикатор многофункциональный	ИМ-8-15	5
Блок вычисления и формирования	БВФ-2-1	3
Пульт управления индикацией	ПУИ-21-1	2

Индикатор многофункциональный ИМ-8-15 служит для отображения информации. Он содержит жидкокристаллический экран, схемы управления, графический процессор, постоянное запоминающее устройство и регулятор яркости. Программы построения изображений хранятся в постоянном запоминающем устройстве и выполняются графическим процессором по



командам из блока вычисления и формирования БВФ-2-1. В результате на экране создается требуемое изображение. Индикатор обеспечивает автоматическую регулировку яркости изображения в зависимости от внешней освещенности, а также его ручную подрегулировку с помощью двух регуляторов, расположенных на передней панели индикатора. В системе пять индикаторов. Они расположены в ряд на приборной доске в кабине экипажа (рис.5.23).

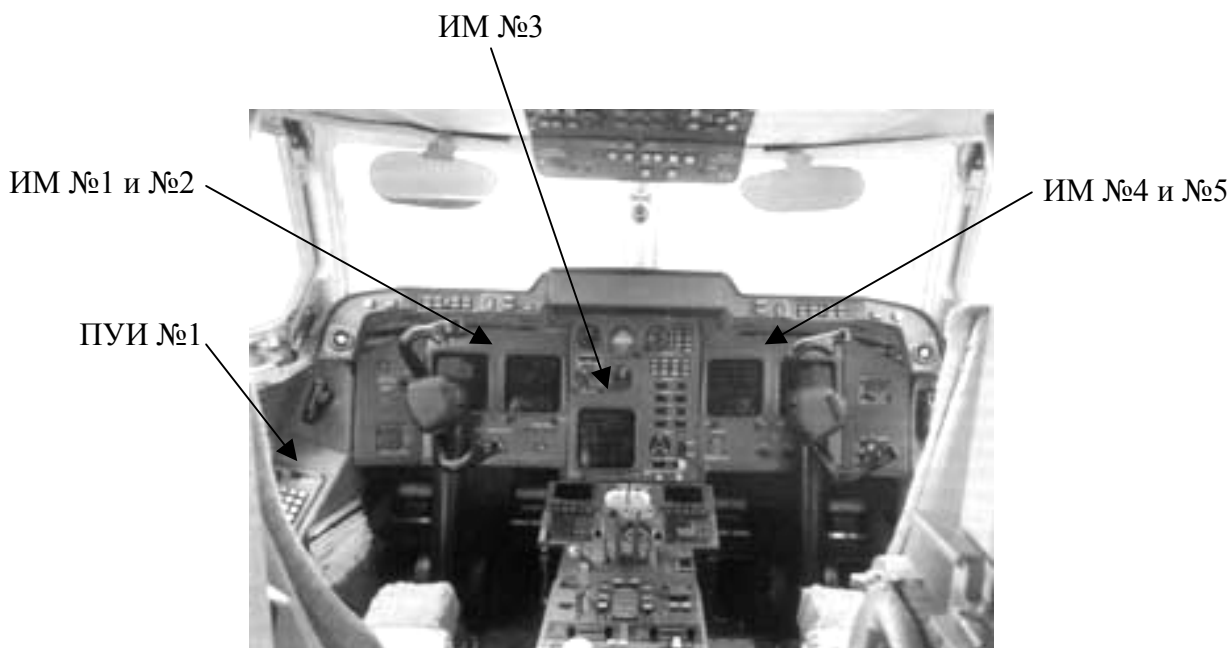


Рисунок 5.23. Кабина ИЛ-114

Индикаторы распределены между членами экипажа следующим образом: командиру корабля предназначены ИМ №1 и ИМ №2, расположенные напротив него на левой приборной доске. На ИМ №1 отображается пилотажная информация, на ИМ №2 – навигационная. Второму пилоту предназначены ИМ №4 и ИМ №5, расположенные напротив него на правой приборной доске. На ИМ №5 отображается пилотажная информация, на ИМ №4 – навигационная. На ИМ №3 выводятся сигнальные сообщения и основные параметры двигателей. Дополнительная информация по двигателям и сведения о работе самолетных систем может быть вызвана на ИМ №2 командира корабля и на ИМ №4 второго пилота.

Блок вычисления и формирования БВФ-2-1 осуществляет прием и обработку поступающей в систему информации. Блоки выполняют следующие функции:

- принимают и обрабатывают входную информацию;
- определяют и подготавливают необходимые форматы изображения;
- задают режим работы системы;
- управляют выводом сигнальных сообщений;

обеспечивают хранение и стирание информации в долговременном запоминающем устройстве;

контролируют состояние всех блоков системы.

Блоки БВФ размещаются на групповом стеллаже за кабиной экипажа.

Пульт управления индикацией ПУИ-21-1 обеспечивает экипажу возможность:

выбирать необходимые форматы изображения на индикаторах;

задавать режим работы системы;

управлять конфигурацией системы;

вводить значения барокоррекций и высоты принятия решения.

Пульты расположены в кабине экипажа на левом и правом пультах управления самолетом: один для командира корабля (рис.5.18), другой для второго пилота (расположен симметрично справа, на рисунке закрыт креслом).

Подсистема измерения/преобразования на этом самолете выделена в отдельную систему – СПАДИ-4, состоящую из двух блоков БПС-8-11. Блоки принимают сигналы от нецифровых датчиков в виде различных аналоговых сигналов и разовых команд, преобразуют их в цифровую форму, вычисляют по измеренным электрическим сигналам датчиков физические значения соответствующих параметров и выдают эти значения последовательным кодом в систему КСЭИС-85-100 и другие системы самолета. Система СПАДИ-4 была рассмотрена ранее (разд.5.4).

Система имеет следующие основные технические характеристики:

- количество входных кодовых линий связи – 40;
- количество принимаемых разовых команд – 150;
- количество отображаемых параметров – свыше 200;
- количество отображаемых сигнальных сообщений – свыше 1000;
- количество звуковых тональных сигналов – 4;
- уровень внешней освещенности – до 61000 лк;
- электропитание 115 В, 400 Гц, потребляемая мощность – не более 825 ВА (при разогреве индикаторов - кратковременно 1825 ВА);
- вероятность полного отказа системы – не более  $10^{-9}$  за один час полета;
- масса системы – не более 90 кг;
- габаритные размеры
  - ПУИ-21-1 - 146x208x240 мм,
  - ИМ-8-15 - 203x230x280 мм;
  - типоразмер корпуса БВФ-2-1 – 4К по ГОСТ 26765.16-87;
- размер рабочего поля экрана индикатора 158x158 мм;
- система работоспособна в следующих условиях эксплуатации:
  - в интервале температур от минус 20 до +55°C;
  - при относительной влажности до 90% при температуре +35°C;
  - в процессе и после воздействия линейных нагрузок с ускорением до 5g,

ударных нагрузок с ускорением до 6 g с длительностью ударного импульса 20 мс, вибрационных нагрузок

а) БВФ - в диапазоне частот до 2000 Гц с амплитудой виброускорения до 1,5g и с амплитудой вибросмещения до 0,5 мм;

б) ИМ, ПУИ - в диапазоне частот до 500 Гц с амплитудой виброускорения до 2 g и с амплитудой вибросмещения до 1,25 мм.

Структура системы изображена на рис.5.24.

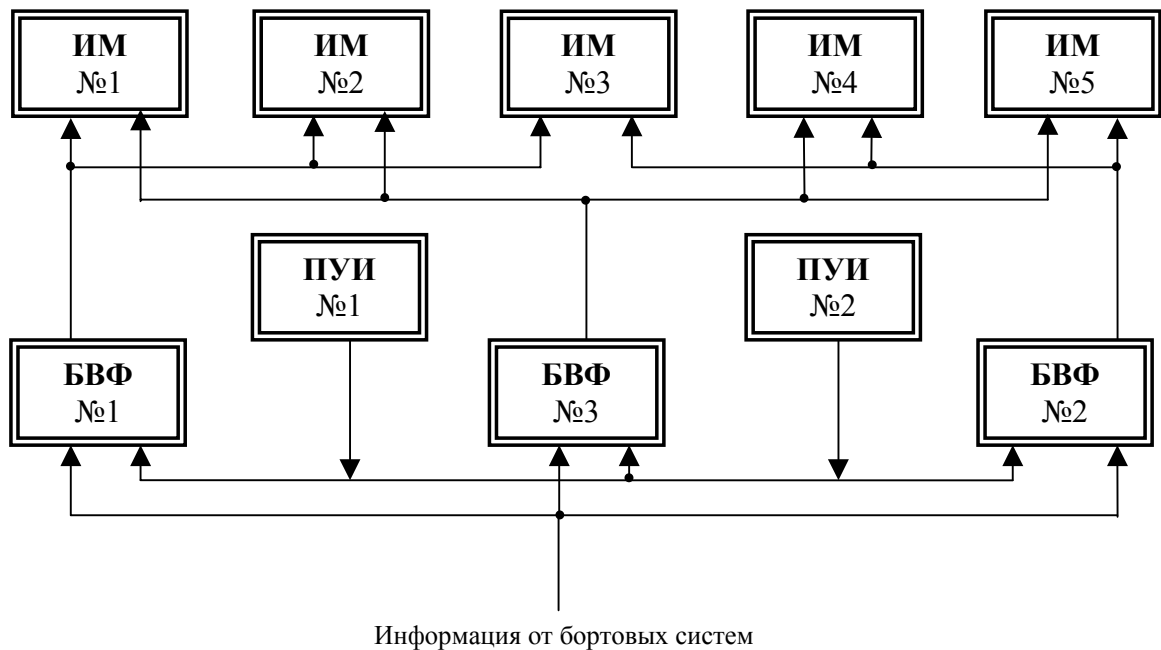


Рис.5.24. Структурная схема КСЭИС-85

Каждый вычислитель способен подготовить одновременно три разных формата изображения. При отсутствии отказов блок БВФ №1 управляет индикаторами №1 и №2 командира корабля и индикатором №3, блок БВФ №2 управляет индикаторами №4 и №5 второго пилота, а блок БВФ №3 находится в резерве на случай отказа основных вычислителей.

В случае отказа одного или двух блоков БВФ реконфигурация системы происходит автоматически, что исключает возможность потери информации. Индикатор получает от каждого из подключенных к нему вычислителей наряду с информацией еще и сигнал о его исправности, формируемый встроенными средствами контроля блока БВФ. Кроме того, индикатор контролирует передачу информации от вычислителя. Если в течение заданного интервала времени не происходит передачи новой информации или если вычислитель снимает свой сигнал исправности, индикатор автоматически переключается на работу с тем вычислителем, который является для него резервным. Реконфигурация блоков БВФ может осуществляться и вручную с помощью кнопок РЕЗЕР КАНАЛ пультов ПУИ №1 и ПУИ №2.

Пульт ПУИ №1 управляет отображением информации на ИМ №1, ИМ №2 и ИМ №3, а ПУИ №2 - на ИМ №3, ИМ №4 и ИМ №5. Таким образом, отображением на ИМ №3 можно управлять с любого пульта.

В случае отказа ПУИ №1 или ПУИ №2 система автоматически передает управление отображением оставшемуся исправным пульту. Если же откажет и второй пульт, то управление отображением будет осуществляться автоматически. Любой из пультов может быть отключен вручную нажатием на нем кнопки ОТКЛ ПУЛЬТ.

Система имеет три режима работы: основной рабочий режим, режим расширенного контроля, режим наземного контроля. При включении питания система переходит в основной режим. В основном режиме система выполняет свои штатные функции:

- отображение графической информации и сигнальных сообщений для экипажа;

- обмен информацией с другими системами;

- периодическое самотестирование состояния своей аппаратуры – текущий контроль.

Текущий контроль системы заключается в определении состояния ее блоков и производится циклически. При возникновении неисправностей блоков система:

- производит реконфигурацию системы;

- индицирует экипажу сообщения на экранах;

- сообщает по кодовой линии связи в систему сбора и локализации отказов и в систему регистрации полетной информации состояние отдельных блоков и связей между ними;

- выдает в виде разовой команды интегральный сигнал «Отказ КСЭИС» в резервный контур сигнализации.

Во время текущего контроля выполнение системой штатных функций не прерывается.

Режим расширенного контроля предназначен для глубокого тестирования системы с целью определения исправности блоков системы и исправности внутренних и внешних связей. Выполнение системой штатных функций на время расширенного контроля прекращается. Режим расширенного контроля включается вручную с пультов системы. Возврат в основной режим осуществляется после вывода результатов контроля.

Режим наземного контроля предназначен для оценки состояния не только КСЭИС, но и других систем бортового оборудования. Он проводится одновременно во всем комплексе оборудования. Система переходит в этот режим по команде системы самолетовождения ВСС, передаваемой по КЛС. Сначала она производит свой расширенный контроль и индицирует его результаты, а затем оценивает тестовую информацию, получаемую от других систем. Тестовые значения также индицируются системой для визуальной оценки оператором. В свою очередь системы, принимающие от КСЭИС информацию, оценивают тестовые значения, выдаваемые из системы. Результаты контроля все системы сообщают системе ВСС, которая совмещает свою основную функцию – самолетовождение – с функцией системы сбора и

локализации отказов. Итоги наземного контроля передаются из ВСС в КСЭИС для отображения. Система возвращается в основной режим по снятию команды системы ВСС.

В полете режимы расширенного и наземного контроля программно блокируются.

Система принимает информацию в основном в форме двухполярного последовательного кода по ARINC 429 (PTM 1495-75 с изм.3) со скоростями передачи 12,5 Кбит/с и 100 Кбит/с, способ передачи – асинхронный, то есть система-источник через определенные интервалы времени повторяет передачу каждого своего слова, а приемник, подключенный к данной КЛС, выбирает из потока передаваемой информации и обрабатывает только те слова, которые ему нужны.

Система КСЭИС получает информацию от следующих систем:

вычислительной системы самолетовождения;

вычислительной системы управления полетом и тягой;

системы воздушных сигналов;

бесплатформенной системы курса и вертикали;

радиовысотомера;

автоматического радиоконпаса;

радиотехнической системы ближней навигации;

системы радионавигации VOR;

радиодальномера DME;

инструментальной системы посадки ILS;

системы предупреждения приближения земли;

электронного регулятора винта;

электронного регулятора двигателя;

бортового хронометра;

системы преобразования аналоговой и дискретной информации СПАДИ-4;

системы управления и измерения топлива;

системы пожарной защиты;

системы сигнализации обледенения, автоматического управления и контроля работы противообледенительной системы.

От метеорадиолокатора информация передается последовательным фазоманипулированным кодом без возвращения к нулю со скоростью 1 Мбит/с в соответствии с ГОСТ 26765.52-87.

Кроме информации, принимаемой от перечисленных систем, КСЭИС принимает сигналы в виде разовых команд от отдельных переключателей, сигнализаторов, датчиков самолета и от систем, не имеющих цифрового выхода. Большею частью разовые команды поступают в КСЭИС уже преобразованными в цифровой код – от системы СПАДИ-4. Но значительное количество разовых команд (150) система КСЭИС принимает самостоятельно. Эти разовые команды делятся на два типа:

- наличие сигнала – напряжение 16,5 - 33 В, отсутствие сигнала – или замыкание датчика на корпус (при этом напряжение не более 3 В), или разрыв цепи (при этом ток утечки не более 0,1 мА);

- наличие сигнала – замыкание на корпус (входное напряжение не более 3 В, выходной ток не более 10 мА), отсутствие сигнала – разрыв цепи (ток утечки не более 0,2 мА).

Дискретные и аналоговые сигналы, поступающие последовательным кодом, перед использованием подвергаются проверкам, имеющим целью определение достоверности этой информации. Проверяется корректность передаваемого кода по количеству разрядов в слове, паузе между словами и четности, анализируется матрица состояния слова, проверяется соответствие величины аналогового сигнала допустимому диапазону, а для особо важных аналоговых сигналов производится допусковый контроль – сравнение значений, полученных из независимых выходных каналов системы-источника. Кроме того, постоянно осуществляется контроль интервала передачи слов с тем, чтобы по прекращению передачи своевременно определить отказ источника информации.

Недостоверная информация системой не используется.

Принятая информация после проверки ее достоверности подвергается дальнейшей обработке: вычислении различных алгебраических и логических (булевых) величин, цифровой фильтрации, определению очередности выдачи экипажу сигнальных сообщений об опасных ситуациях на борту и т.д.

Информация представлена на экранах индикаторов в виде изображений, скомпонованных по назначению и называемых *форматами изображения*. Каждый формат содержит ряд элементов – шкал, стрелок, цифровых счетчиков, мнемонических изображений, надписей и др. Обычно все элементы формата логически связаны между собой.

Смена форматов на индикаторах происходит либо по вызову экипажа с пультов управления, либо автоматически – при возникновении неисправностей в системе.

Система КСЭИС выполняет на самолете функции центральной системы сигнализации. Сигнализация осуществляется путем выдачи сигнальных сообщений на индикаторы системы. Принципы сигнализации, организация очереди, перемещение списка сигналов осуществляются так же, как в системе КИСС-1. Как и система КИСС-1, КСЭИС-85 для привлечения внимания экипажа к индикаторам сопровождает выдачу важных сигнальных сообщений включением центральных сигнальных огней и специальными звуковыми тональными сигналами.

С целью предупреждения экипажа о достижении в процессе полета эксплуатационных пределов по самолету и двигателю, система по специальным алгоритмам вычисляет предельно-допустимые для текущего режима полета значения параметров (таких, например, как скорость, угол атаки, крутящий момент двигателя) и сигнализирует о превышении этих значений.

В составе БВФ есть долговременное запоминающее устройство, предназначенное для хранения сигнальных сообщений и сообщений о состояниях аппаратуры. Вместе с сообщением фиксируется время его появления.

Информация из ДЗУ индицируется в формате СОСТОЯНИЕ, который представляет собой список сообщений, упорядоченных по полетам и времени появления сигналов. Информация, записанная в ДЗУ, сохраняется после выключения питания для последующего анализа техническим персоналом. Она также используется пилотом в процессе полета. Так как по этой информации видна последовательность возникновения отказов, информация ДЗУ позволяет определить их первопричину. Кроме того, по записям ДЗУ видны события, которые больше не существуют, но могли оказывать влияние на текущую ситуацию.

КСЭИС обеспечивает запоминание не менее 500 сигнальных сообщений.

Система КСЭИС выдает информацию в следующие системы:

- систему сбора полетной информации;
- вычислительную систему самолетовождения;
- вычислительную систему управления полетом и тягой;
- систему воздушных сигналов;
- метеорадиолокатор.

Информация выдается блоками БВФ последовательным кодом по ARINC 429 (РТМ 1495-75 с изм.3), скорость передачи 12,5 Кбит/с. Каждый аналоговый сигнал передается одним словом, дискретные сигналы упаковываются по несколько сигналов в слово.

Система также выдает звуковые тональные сигналы в аппаратуру внутренней связи и разовые команды в системы самолета.

### ***Блок вычисления и формирования БВФ-2-1***

Блок содержит 6 процессоров, подключенных к общей магистрали обмена. Кроме процессоров к ней подключен ряд других устройств:

межпроцессорное ОЗУ (МОЗУ);

внешнее запоминающее устройство;

долговременное запоминающее устройство;

устройства ввода-вывода для приема информации по КЛС, для приема разовых команд, для приема метеоинформации, для выдачи информации по КЛС, для выдачи разовых команд, для выдачи звуковых сигналов.

Каждый процессор имеет еще и внутреннюю магистраль, к которой кроме самого микропроцессора подключены следующие устройства:

собственное (локальное) ОЗУ процессора (ЛОЗУ);

регистр номера процессора;

регистр начального пуска;

отладчик.

Внутренняя магистраль процессора – 16-разрядная системная магистраль типа «Электроника-60» (раздел 7.3). К устройствам на своей внутренней магистрали процессор имеет свободный доступ в любой момент времени. Устройства на общей магистрали блока доступны для всех процессоров, но в связи с тем, что процессоры независимы и могут обращаться к общей магистрали в произвольные моменты времени, а значит – и одновременно, доступ к ним контролируется специальным устройством - *арбитром*, который предоставляет доступ только одному из них, а другим приходится ждать, пока захвативший магистраль процессор завершит свой цикл обмена.

Так как ограничения по размеру адресного пространства процессора - 32К 16-разрядных слов - не позволяют включить туда сразу все имеющиеся в блоке устройства, для обращения к ним каждый процессор имеет *диспетчер памяти*, управляемый специальным регистром. Диспетчер памяти через "окно" размером 2К 16-разрядных слов делает доступным для процессора соответствующую часть адресного пространства блока. Адресное пространство внешних устройств, доступных процессору через окно диспетчера памяти, имеет объем 512К 16-разрядных слов. Чтобы обеспечить адресацию к такому количеству ячеек, общая шина блока имеет 4 дополнительных адресных разряда – она 20-разрядная.

Кроме вышеупомянутых, в составе блока имеются еще следующие устройства:

- ячейка контроля;
- устройство перезапуска блока;
- таймер.

Конструктивно блок БВФ-2-1 состоит из модулей. Он содержит:

- 3 модуля процессора МПР-7;
- модуль перепрограммируемой памяти МПРП-1-1;
- модуль ввода-вывода МВВ-32;
- модуль ввода-вывода МВВ-12-2;
- 2 модуля приема дискретных сигналов МПД-4;
- модуль ввода-вывода МВВ-14;
- 3 модуля ввода-вывода МВВ-21;
- модуль преобразования напряжения МППН-1;
- модуль стабилизации напряжения МСН-7.

Структурная схема БВФ-2-1 изображена на рис.5.25.

**Модули МПР-7** содержат шесть процессоров, которые размещаются попарно на 3-х модулях МПР-7, так, что каждый модуль содержит два комплекта из микропроцессора, ЛОЗУ, регистра номера процессора, регистра начального пуска, диспетчера памяти и отладчика.

Характеристики процессора точно такие же, как и у МПР-8, т.к. используется тот же микропроцессор Н1806ВМ2. Производительность процессора составляет около 1 млн. оп/с для команд пересылки регистр-регистр и около 130 тыс. оп/с на рабочей смеси команд.



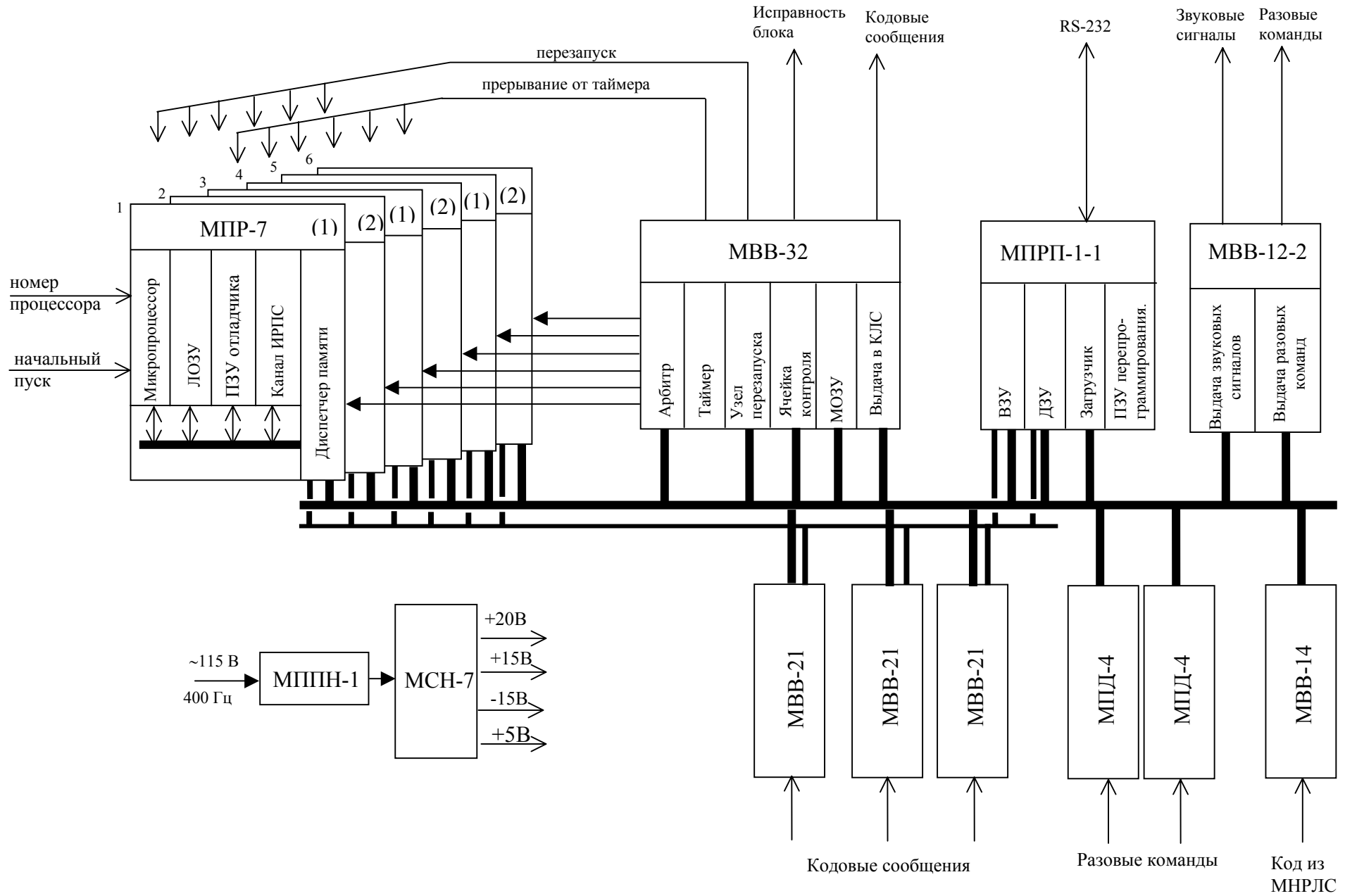


Рис.5.25. Структурная схема блока БВФ-2-1

ЛОЗУ служит для хранения промежуточных результатов, туда же процессор загружает программы работы из внешнего ППЗУ. Емкость ЛОЗУ - 20К 16-разрядных слов.

Регистр номера процессора содержит уникальный для каждого из 6 процессоров номер, который задается путем распайки в ответной части разъема модуля. Номер процессора определяет, какие программы он загружает в свое ЛОЗУ и, соответственно, какую роль выполняет данный процессор в блоке. Каждый процессор выполняет свою задачу: один принимает и проверяет информацию от других систем, другой эту информацию обрабатывает, третий управляет индикацией и т.п.

Регистр начального пуска задает начальный адрес выполняемой программы. В зависимости от содержимого регистра процессор переходит либо в штатный режим, либо в режим отладки программы, либо в технологический режим проверки блока. Содержимое регистра задается переключками на блочном разъеме и на технологическом разъеме модуля МПР-7. На борту ЛА переключки отсутствуют и процессор всегда стартует в штатном режиме.

Отладчик состоит из ПЗУ и канала ИРПС, с помощью которого процессор подключается к монитору. В штатном режиме ПЗУ обесточено и не оказывает влияния на работу блока. Канал ИРПС выведен на технологический разъем модуля. При подключении через этот разъем монитора (стандартного дисплея и клавиатуры) одновременно запитывается ПЗУ отладчика. ПЗУ объемом 2К 16-разрядных слов содержит программы выполнения различных отладочных команд и программы работы с монитором. При помощи отладчика можно смотреть/изменять состояние регистров и ячеек памяти, пускать/останавливать программу и др.

**Модуль МВВ-32** содержит устройства, обеспечивающие работу блока в целом: арбитр, таймер, МОЗУ, ячейку контроля, узел перезапуска, а также устройство выдачи информации в КЛС.

Арбитр предоставляет доступ к общей шине блока. Принята кольцевая схема обслуживания запросов процессоров, при которой доступ предоставляется поочередно каждому из них.

Таймер синхронизирует все процессы в блоке. Сигналы прерывания от таймера поступают одновременно во все процессоры, частота таймера 20 Гц.

Межпроцессорное ОЗУ - общее ОЗУ емкостью 6К 16-разрядных слов, оно служит для обмена информацией между процессорами. Несмотря на то, что МОЗУ подключено к общей шине, оно находится в области прямой адресации для любого процессора. Это сделано для того, чтобы процессоры не теряли время на установку диспетчера памяти, т.к. к МОЗУ они обращаются очень часто.

Устройство выдачи по КЛС имеет две выходные КЛС: одну со скоростью передачи 500 Кбит/с для выдачи информации в индикаторы и вторую со скоростью передачи 12,5 Кбит/с для обмена с другими БВФ и для

выдачи информации во внешние системы. Информация, предназначенная для выдачи по КЛС, записывается в МОЗУ. Для каждой КЛС записывается отдельный файл определенной структуры, адрес начала файла задается процессором в двух специальных регистрах. По окончании выдачи файла в индикаторы процессорам выдается требование прерывания. Это прерывание процессор может замаскировать, если занят задачей, которую нельзя прерывать. Управление передачей по обеим КЛС осуществляется через регистр управления (пуск/стоп, файл/цикл).

Ячейка контроля - устройство для формирования сигнала об исправности блока, аналогичное ячейкам контроля блоков КИСС-1 и СЭИ-85. На общей шине ЯК представлена одноразрядным регистром. Для подтверждения исправности в этот регистр записывается ноль, запись единицы вызывает снятие сигнала "Исправность". Ячейка контроля снимет сигнал самостоятельно, если в течение 3 с исправность блока не будет подтверждена.

Узел перезапуска служит для организации перезапуска блока. Этот перезапуск производится программно или аппаратно. Программный перезапуск производится в случае обнаружения одним из процессоров сбоя или «зависания» другого процессора. Также он используется для смены режима работы блока. Для выполнения программного перезапуска имеется специальный двухразрядный регистр, доступный всем процессорам. При записи в младший разряд этого регистра «1» производится перезапуск всех процессоров блока.

Аппаратный перезапуск производится в случае останова (зависания) всех процессоров или в случае ухода какого-либо процессора в состояние, недоступное программному перезапуску. Аппаратный перезапуск срабатывает и перезапускает все процессоры блока, если в течение 6 с не производится запись «0» или «1» в ячейку контроля. Аппаратный перезапуск имитирует включение питания, поэтому у процессоров возникает немаскируемое прерывание.

**Модуль МПРП-1-1** содержит ВЗУ и ДЗУ. Внешнее запоминающее устройство – электрически перепрограммируемое ПЗУ типа «flash» емкостью 256К 16-разрядных слов для хранения программ всех процессоров. При включении блока, перезапуске или смене режима процессоры быстро загружают программы работы из ВЗУ в собственное ЛОЗУ и в дальнейшем обращаются только к ЛОЗУ. При включении/сбое питания блока или при любом прерывании диспетчер подключает в окно ту часть ВЗУ, в котором находятся программы загрузки.

Долговременное запоминающее устройство – особое ОЗУ емкостью 4К 16-разрядных слов, сохраняющее информацию при выключенном питании блока. Оно имеет двухслойную структуру. Нижний слой представляет собой электрически перепрограммируемое ППЗУ, в котором информация сохраняется при выключении питания. Верхний слой представляет собой

обычное ОЗУ, покрывающее бит в бит нижний слой. При включении питания блока информация из ПЗУ переписывается в ОЗУ верхнего слоя и дальнейшая работа производится с этим ОЗУ. Когда питание выключается, информация из ОЗУ успевает переписаться в ПЗУ нижнего слоя.

Также МПП-1-1 содержит загрузчик – устройство, позволяющее запрограммировать ВЗУ. Загрузчик состоит из ПЗУ перепрограммирования и канала связи RS-232. Канал связи служит для подключения к блоку персонального компьютера, откуда программы для ВЗУ передаются пакетами в БВФ. Канал связи подключается к модулю через технологический разъем. Одновременно с подключением канала через этот же разъем запитываются цепи перепрограммирования ВЗУ, а вместо младших 2К ВЗУ включается ПЗУ перепрограммирования.

При включении питания блока один из процессоров загружает из ПЗУ перепрограммирования записанную там программу, а затем выполняет ее, принимая из канала связи пакеты и записывая их в ВЗУ.

**Модуль МВВ-21** аналогичен ранее рассмотренным модулям МВВ-20 блока БВФ-1. Три модуля МВВ-21 осуществляют прием информации из КЛС. Информация, поступающая в МВВ-21 по 16 КЛС, хранится в буферном ОЗУ этого модуля, доступном через диспетчер памяти.

**Модули МВВ-12, МПД-4 и МВВ-14** рассматривались ранее при описании блоков БВУ-3 и БВФ-1. Модулей МПД-4 в блоке два, они отличаются только адресами регистров, через которые процессорам блока доступны разовые команды, приходящие на входы модулей.

### ***Индикатор ИМ-8-15***

Индикатор отличается от индикаторов систем КИСС-1 и СЭИ-85 только программами построения изображений и наличием ручек регулирования яркости на передней панели (в других системах эти ручки установлены на пультах управления).

### ***Пульт управления ПУИ-21-1***

Пульт представляет собой электронный блок, на передней панели которого установлены различные органы управления: кнопки и переключатели (рис.5.26). Кроме того, на передней панели пульта находится цифровой 5-разрядный индикатор, используемый при наборе числа.

Органы управления пульта по назначению можно разделить на три группы:

для управления индикацией, т.е. для вызова и

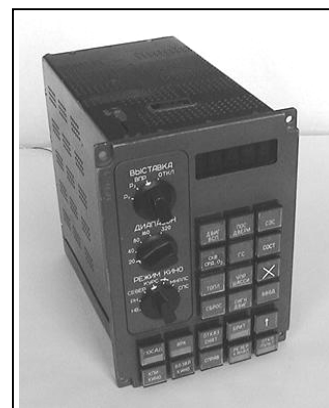


Рис.5.26. Пульт ПУИ-21-1

модификации форматов изображения;

для ввода высоты принятия решения и барокоррекций,

для управления конфигурацией системы.

Десять кнопок пульта имеют двойственное назначение и, соответственно, по два поочередно подсвечиваемых поля. Они используются:

а) для вызова системных и сигнальных форматов изображения, тогда подсвечиваются соответствующие поля кнопок («ДВИГ ВСП», «ПОС», «СЭС» и др.);

б) для набора цифровых значений при вводе барокоррекций и ВПР, тогда подсвечиваются цифровые поля кнопок ("0"- "9").

Назначение этих кнопок определяется положением специального переключателя ВЫСТАВКА. В положении "ОТКЛ" переключатель отключает режим задания, при этом переназначаемые кнопки служат для вызова форматов изображения, в других положениях переключателя они используются для цифрового набора задаваемых значений.

Для задания барокоррекций и высоты принятия решения кроме упомянутых кнопок и переключателя ВЫСТАВКА используются еще две кнопки - СБРОС и ВВОД. Кнопка СБРОС используется для сброса со счетчика старого или неправильно набранного значения. Кнопка ВВОД используется для ввода набранного значения.

Управление конфигурацией системы возможно при помощи кнопок ОТКЛ ПУЛЬТ и РЕЗЕР КАНАЛ. Они действуют аналогично таким же кнопкам пульта ПУСЭИ-2.

Пульт имеет выходную кодовую линию связи, в которую он выдает слова, несущие информацию о текущем состоянии кнопок (нажата/не нажата) и о положении переключателей. Выдается информация по всем органам управления пульта, за исключением тех кнопок и переключателей, которые используются во время набора барокоррекций и ВПР (переключателя ВЫСТАВКА, кнопок СБРОС и ВВОД, кнопок «0»-«9»).

Чтобы кратковременные нажатия кнопок были замечены в БВФ, в пульте имеется схема задержки, увеличивающая длительность сигнала от кнопки примерно на 150 мс.

Информация от пультов принимается не только блоками БВФ, но также поступает в другие системы, которые масштабируют свои данные в соответствии с выбором, сделанным пилотом с помощью пульта (МНРЛС, вычислительная система управления полетом и тягой).

При вводе набранного значения в КЛС кратковременно (на время нажатия кнопки ВВОД) выдается слово с набранной на цифровом счетчике величиной. Это значение поступает в БВФ и запоминается там.

Структура и работа пульта аналогичны ПУСЭИ-2.

## 5.8. Жидкокристаллические индикаторы

Индикаторы на электронно-лучевых трубках (ИЭЛТ) были первыми авиационными экранными индикаторами. Долгое время никаких серьезных альтернатив им не было. Но по мере совершенствования жидкокристаллических панелей индикаторы на ЭЛТ постепенно вытеснялись с борта. К настоящему времени они сохранились только на самолетах и вертолетах предыдущих поколений, причем в результате проводимой модернизации они заменяются и там. Разработка новых ИЭЛТ не проводится.

Одна из основных причин утраты ИЭЛТ своих ведущих позиций заключается в том, что за 40 лет существования технология ЭЛТ так и не сумела достичь яркостей, обеспечивающих читаемость информации при высокой солнечной засветке, особенно при такой, которая характерна для военных самолетов. У лучших ИЭЛТ предельная яркость составляет около  $500 \text{ кд/м}^2$ , в то время как приемлемой считается яркость порядка  $700\text{-}800 \text{ кд/м}^2$ . ЖКИ обеспечивают такой уровень яркости и имеют хорошие перспективы увеличения яркости до идеальных для авиации значений  $1200\text{-}1300 \text{ кд/м}^2$ . Кроме того, ЖКИ по сравнению с ИЭЛТ легче, имеют меньшие габариты (глубину) и более высокую надежность, они безопаснее для человека (не генерирует вредные излучения и электромагнитные поля). Хотя пиковое потребление электроэнергии, необходимое для разогрева панели, у ЖКИ практически такое же, как у ИЭЛТ, в установившемся режиме они потребляют меньше и следовательно, не так требовательны к принудительному охлаждению, как ИЭЛТ. Качество изображения на ЖКИ при индикации статической картинке выше, чем у ИЭЛТ, хотя в динамике возникает проблема, связанная с растровым способом построения изображения – ступенчатость наклонных линий. Эту проблему в той или иной мере пытаются решить за счет сглаживания и других алгоритмических способов. Для ИЭЛТ подобные проблемы были несвойственны, так как они могли использовать функциональный способ построения изображения. Другими недостатками ЖКИ являются:

- низкий выход годных панелей в производстве, отсюда – высокая стоимость;
- плохая видимость под большими углами обзора;
- невысокая скорость переключения пикселей, что проявляется на динамичных изображениях в виде ореолов и шлейфов;
- ограниченный температурный диапазон работы (замерзание при отрицательных температурах);
- ограниченный ресурс ламп подсвета, вследствие чего требуется производить их замену в эксплуатации.

Со всеми проблемами, кроме высокой стоимости, разработчики ЖКИ к настоящему времени более-менее справились. Поэтому

жидкокристаллические индикаторы в настоящее время преобладают среди бортовых технологий индикации.

В основе технологии ЖКИ лежат особые физико-химические свойства группы веществ, которые называют жидкими кристаллами. Ориентацию молекул жидкокристаллического вещества можно менять, подавая напряжение на полюсные контакты, расположенные по краям вещества. Вследствие этого меняются оптические свойства вещества: степень его прозрачности и характеристики отражаемого света.

Принцип действия ЖКИ основан на модуляции света (рис.5.27). Сама жидкокристаллическая панель не является источником света; она лишь пропускает через себя свет, излучаемый лампой подсвета 1. Такая панель представляет собой слой жидкокристаллического материала 3, заключенный между двумя стеклянными пластинами 2. С обеих сторон к стеклянным пластинам примыкают поляризационные фильтры 5, причем углы поляризации фильтров перпендикулярны. Свет от лампы подсвета, проходя через первый фильтр, поляризуется, проходит через слой жидких кристаллов и попадает на второй фильтр. Если ЖК материал не оказывает влияния на проходящий свет, тот будет полностью поглощаться вторым фильтром, так как угол поляризации второго фильтра перпендикулярен углу первого. Если же ЖК материал изменит на  $90^\circ$  угол поляризации света, тот беспрепятственно пройдет через второй фильтр, так как в этом случае углы совпадают. Управление ориентацией молекул ЖК материала производится с помощью электродов 6, находящихся по обе стороны материала. Сетка электродов, нанесенная на ЖК панель, разделяет жидкокристаллический материал на матрицу пикселей, на каждый из которых может быть подано напряжение путем выбора соответствующего столбца и строки сетки электродов.

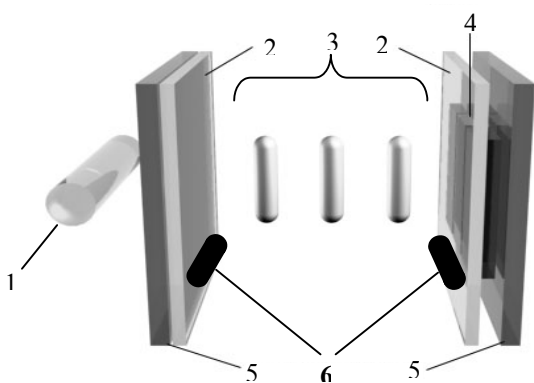


Рис.5.27. Жидкокристаллическая панель:

1 – источник света, 2 – стеклянные пластины, 3 – жидкие кристаллы, 4 – RGB фильтры, 5 – поляризационные фильтры, 6 – электроды

Панель с таким способом управления пикселями носит название жидкокристаллической панели на пассивных матрицах. Все современные бортовые ЖКИ используют панели на активных матрицах (AMLCD). В такой панели на ее поверхность наносится пленка, содержащая матрицу транзисторов, каждый из которых управляет своим пикселем изображения. В

результате улучшаются четкость и яркость изображения, скорость его перерисовки, так как уменьшается время включения/выключения пикселя и устраняется взаимовлияние соседних пикселей друг на друга.

Общий принцип действия панели на активных матрицах иллюстрирует рис.5.28: свет от лампы проходит через систему отражателей, направляется через первый поляризационный фильтр и попадает в слой жидких кристаллов, контролируемый транзистором; затем свет проходит через цветные фильтры (как и в ИЭЛТ, каждый пиксель матрицы строится из трех субпикселей разных цветов – красного, зеленого и синего). Транзистор создает электрическое поле, задающее пространственную ориентацию жидких кристаллов. Когда транзистор находится в выключенном состоянии, то есть не создает электрическое поле, молекулы жидких кристаллов находятся в своем нормальном состоянии, образуя спираль. Угол поляризации проходящего через них светового потока меняется на 90 градусов. Поскольку угол поляризации второго фильтра перпендикулярен углу первого, то проходящий через неактивный транзистор свет будет без потерь выходить наружу, образуя яркую точку, цвет которой задается цветовым фильтром. Когда транзистор генерирует электрическое поле, все молекулы жидких кристаллов выстраиваются в линии, параллельные углу поляризации первого фильтра, и не влияют на проходящий через них световой поток. Второй поляризационный фильтр поглощает свет полностью, создавая черную точку на месте одной из трех цветовых компонент.

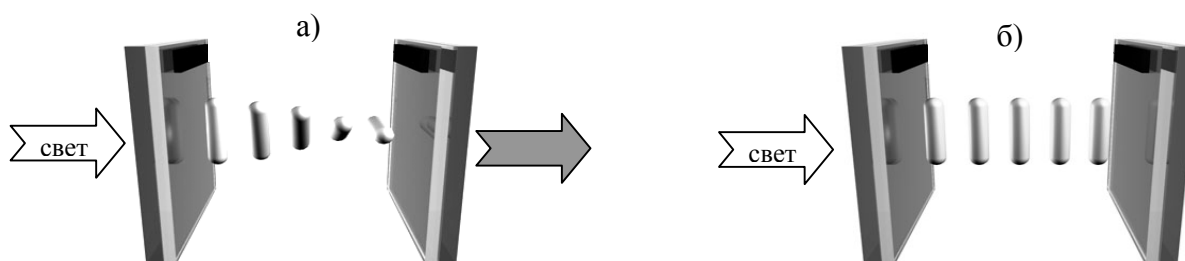


Рис.5.28. Работа жидкокристаллической ячейки:  
а – в выключенном состоянии, б - во включенном

За рубежом и в России разработан ряд авиационных жидкокристаллических индикаторов, они широко применяются на военных и гражданских самолетах и вертолетах. Лидером по части применения ЖКИ являются США, где около 70% всех авиационных индикаторов в настоящее время – жидкокристаллические. Лучшие ЖКИ имеют следующие характеристики:

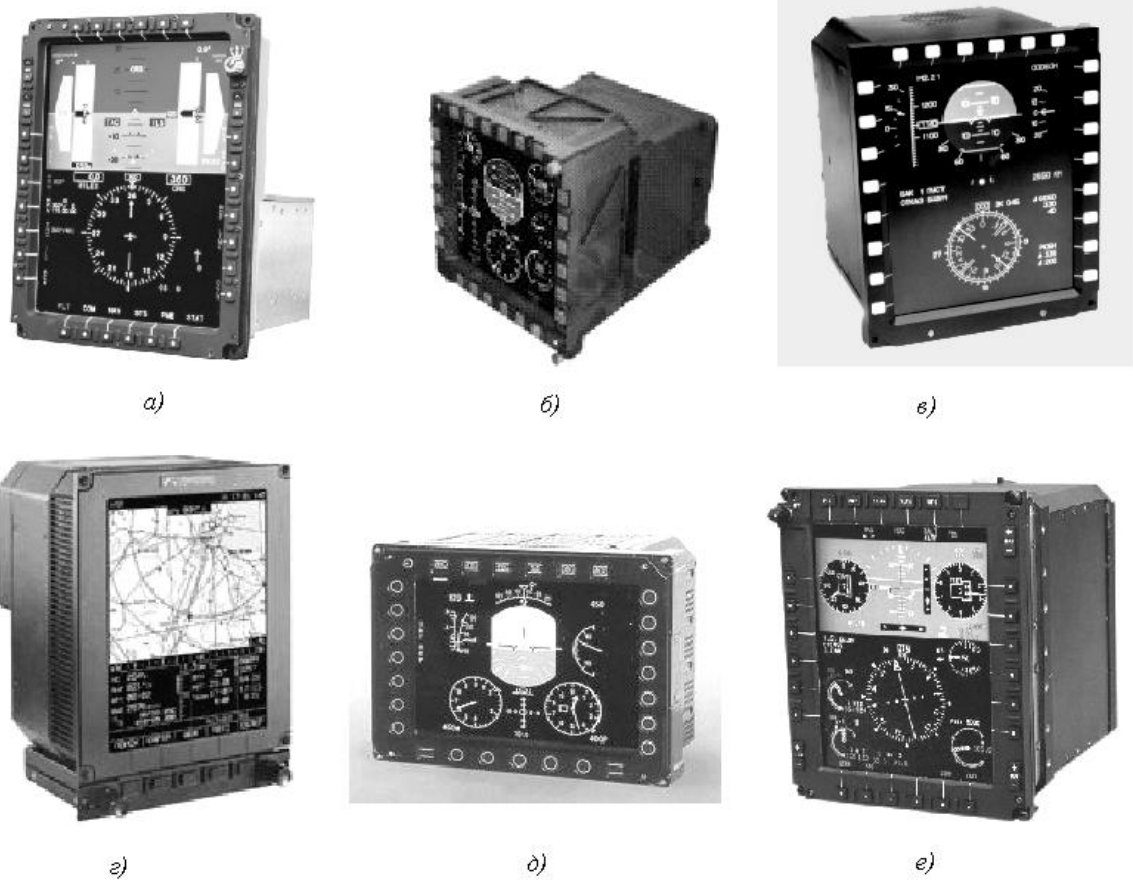
- углы обзора  $\pm 60^\circ$  по горизонтали и по вертикали;
- разрешающая способность 50-70 пикселей/см;
- максимальная яркость 700-900 кд/м<sup>2</sup>;



- коэффициент контрастности при освещенности 100000 лк – 6:1...10:1;
- диапазон регулирования яркости 2000:1...4000:1;
- количество оттенков цвета (градаций серого) – 256.

Массогабаритные характеристики и потребляемая мощность индикаторов в значительной степени зависят от размера экрана и от дополнительных возможностей, в частности от наличия встроенного генератора символов, кнопок на обрамлении, от способности принимать видеосигнал и индцировать телевизионное изображение. Характеристики основных зарубежных ЖКИ сведены в таблицы 5.12-5.14. Характеристики отечественных ЖКИ приведены в таблице 5.15. Внешний вид бортовых ЖКИ показан на рис.5.29.

Жидкокристаллические индикаторы находят применение также в составе многофункциональных пультов управления и индикации. Такой пульт представляет собой электронный блок, на передней панели которого располагается жидкокристаллический экран и кнопки (рис.5.30). В таблице 5.16 приведены характеристики современных жидкокристаллических индикаторов, используемых в составе многофункциональных пультов управления и индикации.



**Рис.5.29. Жидкокристаллические индикаторы:**

*а - Actiview 104P (L3 Communications), б – МФИ с экраном 6,25"х6,25" (Smith Industries) , в - ИМ-12 (УКБП), г - «Абрис» (Транзас), д - МФИ-10-5 (РПКБ), е - MFD-268P (Rockwell Collins)*



**Рис.5.30. Многофункциональные пульты с жидкокристаллическим экраном:**  
*CD-200 (слева) и GNS-XLS (справа)*

Таблица 5.12

## Характеристики зарубежных жидкокристаллических индикаторов с малым экраном

Фирма, тип индикатора	Univ. Avionics MFD-640	L3 Comm. Actiview 640	Barco CHDD-5.4/1	Kaiser AMD	Thales SMD 66	Honeywell	Kaiser MPCD	dpiX Eagle-6	Collins DU-9802
Применение	Learjet 35A, Hawker 700A	C-130H, S-3B...	BO-105, Super Puma	A/F-18 E/F	Ka-52	AH-64D	A/F-18 E/F	Eurofighter	
Размер экрана, НхV, дюймы	4"х5,4"	5,1"х3,8"	5,1"х3,8"	5"х5"	6,13" х 6,13"	6,25"х6,25"	6,25"х6,25"	6,25"х6,25"	7"х6,8"
Углы обзора: по горизонтали по вертикали	±60° -10°...+45°	±60° ±60°	±60° -55°...+35°	±31° 0°...+24°		±25° +15°...+30°	±20° -5°...+35°		±60° -10°...+40°
Разрешающая способность, плотность, пиксель/см		640х480, 49	640х480, 49	600х600, 47	512х512, 33	512х512, 32	512х512, 32	512х512, 32	1420х1380, 80
Форма пикселя				полоса RGB	quad	quad RGGB	quad RGGB	quad RGGB	полоса RGB
Яркость, кд/м <sup>2</sup>	1030 (бел) 135(син)	970	685 (бел)	700	510 (бел)	550 (бел)			345 (бел)
Диапазон регулирования яркости	10000:1	9300:1		9600:1		20000:1			2000:1
Коэф. контрастности: при освещенности 107600 лк при низкой освещенности	300:1	8:1	7:1 100:1	6,5:1 100:1		5,66:1/6,5:1 100:1	2,5:1...5,6:1	100:1	5,66:1/6,5:1 50:1
Количество градаций серого	256	64		256		64	32	255	64
Совместимость с ОНВ	-	Class A/B	+ <sup>(4)</sup>	+	+	Class B			Class B
Встроенный ГС	+	+	-	-		-	+		+ <sup>(4)</sup>
Кнопки на обрамлении	+	+ <sup>(4)</sup>	+ <sup>(4)</sup>	+		+	+	+	+ <sup>(4)</sup>
Электропитание, потребляемая мощность, Вт	=28 В 90	=28 В 56	=28 В 80	90 <sup>(1)</sup>	=28 В 80	~115 В 300	~115 В 246		~115/=28 В 225
Масса, кг	3,8	3,2	4	9,7	7	5,8	11,8		7,3
Габариты, мм	122х103х198 <sup>(2)</sup>	154х129х178	170х130х195 <sup>(2)</sup>	170х187х419	210х193х235	216х216х184	196х196х424		?х?х241
Наработка на отказ, ч	7500		10000 <sup>(3)</sup>	3500		9960	3000		35700
Видео	RS-170, NTSC, VGA	RS-170, RS-343	RS-170, NTSC, 3350B/C...	Fibre Channel	3350B	последов. 330 Мбит/с	512/525/675/ 875/1224		Fibre Channel

Примечания: <sup>(1)</sup> без учета подогрева; <sup>(2)</sup> без разъема; <sup>(3)</sup> без учета подсвета; <sup>(4)</sup> возможна комплектация по желанию заказчика  
Сокращения: ОНВ – очки ночного видения; ГС – вычислитель/генератор символов; 3350 - STANAG 3350; Class A/B - по MIL-L-85763

Таблица составлена по данным фирм-разработчиков.

Таблица 5.13

## Характеристики зарубежных жидкокристаллических индикаторов с размером экрана 6"х8"

Фирма, тип индикатора	<i>Astronautics</i>	<i>Honeywell</i>	<i>Barco</i> MFD-6.8/1	<i>Thales</i>	<i>L3 Comm.</i> Actiview104P	<i>Collins</i> MFD-268	<i>Litton</i>	<i>Skyquest</i> AG-1001-07	<i>Planar</i>
Применение	P-3, S-80, C-130	C-141,C-130	T-33	EC-135/155, A-109LUH	Gripen	B-1B, H-1, CH-47	RAH-66 EH-101		
Размер экрана, НхV, дюймы	6,2"х8,3"	6"х8"	8,3"х6,2"	6"х8"	6,3"х8,4"	8"х6"	6"х8"	8,3"х6,2"	8,3"х6,2"
Углы обзора: по горизонтали по вертикали	±40° ±40°	±60° ±20°	±40° ±40°		±60° ±60°				±45° -15°...+35°
Разрешающая способность, плотность, пиксель/см	600х800, 38	480х640, 32	640х480, 30	1008х1344, 66	768х1024, 48	1024х768, 50	480х640, 32	800х600, 38	800х600, 38
Форма пикселя		quad RGGB		полоска			полоска RGBG		quad RGGB
Яркость, кд/м <sup>2</sup>	685 (бел)		550, 685 (бел)	315	960	690 (бел)		1200	
Диапазон регулирования яркости				780:1	9600:1	4000:1			
Коэф. контрастности: при освещенности 107600 лк при низкой освещенности	5:1 10:1		7:1 60:1		8:1			120:1	
Количество градаций серого			64	256	256	64		64	64
Совместимость с ОНВ	+	Class B (A)	+		Class A/B	Class B	Class A	+	Class B
Встроенный ГС	+	+	-	+	+(4)	+(4)		-	
Кнопки на обрамлении	+	+(4)	+(4)	-	+	+	+	+	+
Электропитание, потребляемая мощность, Вт	=28 В 115	=28 В 117 (1)	=28 В 120	=28 В 130	=28 В 88	140 (1)	130 (1)	=28 В	
Масса, кг	6,8	8,2	4,5	6,5	3,6	8,8	5,7	3,8	
Габариты, мм	198х274х165	196х246х136	201х258х113	192х267х202	198х254х147	259х208х254	203х241х218	268х234х73	
Наработка на отказ, ч		16370 (3)	15000 (3)	5000	7000				
Видео	RGB (4)	RS-343, RS-170 (4)	-	3350 В или С	RS-170; RS-343	RS-170, 3350, RS-343 (5)		PAL/NTSC, SVGA	

Примечания. (1) без учета подогрева; (2) без разъема; (3) без учета подсвета; (4) возможна комплектация по желанию заказчика; (5) есть модификация с Fibre Channel  
Сокращения: ОНВ – очки ночного видения; ГС – вычислитель/генератор символов; 3350 - STANAG 3350; Class A/B - по MIL-L-85763

Таблица составлена по данным фирм-разработчиков

Таблица 5.14

## Характеристики зарубежных жидкокристаллических индикаторов с большим экраном

<i>Фирма, тип индикатора</i>	<i>Kaiser PMFD</i>	<i>Thales SMD 88</i>	<i>Skyquest AJ-1001-01</i>	<i>Honeywell</i>	<i>IS&amp;S Pilot's/IP</i>	<i>Honeywell Omni-View+</i>	<i>dpiX Eagle-19</i>
<b>Применение</b>	F-22A	NH 90		Cessna Sovereign		Falcon 900X, GV	
<b>Размер экрана, НхV, дюймы</b>	7,8"x7,8"	8"x8"	9,6"x7,2 "	8"x10"	12"x9"	13"x10"	14,8"x11,9"
<b>Углы обзора: по горизонтали по вертикали</b>	±25° ±10°	± 45° - 5°...+25°		± 35° +10°...+30°	±80° ±40°	±80°	±65° ±55°
<b>Разрешающая способность, плотность, пиксель/см</b>	640x640, 32	632x632, 31	800x600, 33	768x1024, 40	1280x1024, 42	1400x1050, 43	1280x1024, 34
<b>Форма пикселя</b>	quad RGGB	quad RGGB		полоса RGB			
<b>Яркость, кд/м<sup>2</sup></b>	685		870	210			
<b>Диапазон регулирования яркости</b>	2280:1			2000:1	1000:1		
<b>Кэф. контрастности: при освещенности 107600 лк при низкой освещенности</b>	6:1		120:1	5,6:1 100:1	300:1		100:1
<b>Количество градаций серого</b>	16	64	64	64			256
<b>Совместимость с ОНВ</b>	+	Class B	+	+ <sup>(4)</sup>	+ <sup>(4)</sup>		
<b>Встроенный ГС</b>	+	+	-	-	-		
<b>Кнопки на обрамлении</b>	+	+	+	+	-		
<b>Электропитание, потребляемая мощность, Вт</b>		=28 В 200	=28 В	=28 В 300	=28 В 42		
<b>Масса, кг</b>		12		6,8	2,6		
<b>Габариты, мм</b>		254x254x229	300x259x68	292x241x76	356x279x89		
<b>Наработка на отказ, ч</b>		3200		3500	19600		
<b>Видео</b>	последов. 400 Мбит/с	3350 A/B	PAL/NTSC, SVGA	VESA XGA	-		

Примечания. <sup>(1)</sup> без учета подогрева; <sup>(2)</sup> без разъема; <sup>(3)</sup> без учета подсвета; <sup>(4)</sup> возможна комплектация по желанию заказчика  
Сокращения: ОНВ – очки ночного видения; ГС – вычислитель/генератор символов; 3350 - STANAG 3350; Class A/B - по MIL-L-85763

Таблица составлена по данным фирм-разработчиков

Таблица 5.15

## Характеристики жидкокристаллических индикаторов отечественных разработчиков

Фирма, тип индикатора	УКБП ИМ-14	УКБП ИМ-17	РПКБ МФИ-10-6	Кронштадт МФИ-104	Электроав- томатика МФЦИ0332	Транзас TDS-10LN	Рус.авионика МФИ-68	УКБП ИМ-12	Рус.авионика ДМ-129
Размер экрана, НхV, дюймы	5"х4"	6,25"х6,25"	6"х8"	8"х6"	6"х8"	6"х8"	6"х8"	6"х8"	12"х9"
Углы обзора: по горизонтали по вертикали	±50° -45°...+35°	±60° ±35°	±60° -55°...+35°	± 50°	±80° ±80°	±60° -35°...+55°	±50° -45°...+35°	-50°...+35° ±50°	±85° ±85°
Разрешающая способность, плотность, пиксель/см	640×480, 50	780×780, 49	640×480, 31	800×600, 39	504×672, 33	768×1024, 50	600×800, 39	600×800, 39	1024×768, 33
Форма пикселя	триада RGB	полоса RGB						полоса RGB	
Яркость, кд/м <sup>2</sup>	400	675	1000	640	500	680	700	400	400
Диапазон регулирования яркости	300:1	10000:1						1000:1	
Кэф. контрастности: при освещенности 100 000 лк при низкой освещенности	3:1 150:1	3:1 250:1			3:1 <sup>(2)</sup>		10:1	250:1	
Количество градаций серого	64	256		64	8		64	64	256
Совместимость с ОНВ								+	
Встроенный ГС	+	+	+	-		+	+	+	-
Кнопки на обрамлении	+	-	+	+	+	+	+	+	+
Электропитание, потребляемая мощность, Вт	=27 100/50 <sup>(1)</sup>	~115 В 320/100 <sup>(1)</sup>	=27 135/54 <sup>(1)</sup>	=27 В	=27 В 120 <sup>(1)</sup>	=27 В 135/65 <sup>(1)</sup>	=27 В, ~115 В 380/180 <sup>(1)</sup>	=27 250/100 <sup>(1)</sup>	=27 В, ~115 В 350/130 <sup>(1)</sup>
Масса, кг	3,8	8	6	9	8	4	6,5	8	8,2
Габариты, мм	185×155×220	203×230×280	255×205×135	255×205×160	275×192×180	202×255×164	204×257×272	205×260×180	370×296×120
Наработка на отказ, ч	15000	10000	5000		10000			10000	
Видео	ГОСТ 7845	ГОСТ 7845	есть	3350 В, Ethernet 10BaseT		RGB, RS-170	ГОСТ 7845, VGA	3350В	PAL, VGA

Примечание. <sup>(1)</sup> без учета подогрева <sup>(2)</sup> при освещенности 75000 лк

Сокращения: ОНВ – очки ночного видения; ГС – вычислитель/генератор символов; 3350 - STANAG 3350

Таблица составлена по данным фирм-разработчиков

Таблица 5.16

## Характеристики индикаторов зарубежных МФПУ

Тип МФПУ	CDU-6000 <sup>(1)</sup>	CDU-900 <sup>(2)</sup>	CDU-200	FPCDU	CD&MS <sup>(3)</sup>	MCDU	Apollo 2101
Фирма-разработчик	Rockwell Collins	Rockwell Collins	Pentar Avionics	Universal Avionics	Barco	Thales Avionics	UPS Aviation Technologies
Тип экрана				AMLCD	AMLCD	AMLCD	светодиод.
Размер экрана, НхV, дюймы	4"х3"	3,25"х2,6"	3,25х1,75	диаг. 4" / 5"	4"х3"	диаг. 5,6"	
Индикация: цифробуквенная, строк/символов в строке графическая, НхV, пикселей	15/24	8/22 220х170	9/26 160х80	11/24 +	320х234	320х234	3/16
Яркость, кд/м <sup>2</sup> наличие автомат. регулирования					до 550		+
Углы обзора, гориз./верт.					± 45°/-20°...+45°		
Контрастность: при освещенности 100 000 лк при освещенности <10 лк					7:1 100:1 264144		
Количество цветов	цветной	1 (зеленый)	1 (зеленый)				1 (зеленый)
Совместимость с ОНВ					+		

Тип МФПУ	CMA-3000	CMA-2014	CMA-2082A	CMA-2082D	GNS-XLS	CD-820
Фирма-разработчик	CMC Electronics	CMC Electronics	CMC Electronics	CMC Electronics	Honeywell	Honeywell
Тип экрана	AMLCD	AMLCD	TFEL	AMLCD	AMLCD	AMLCD
Размер экрана, НхV, дюймы	4"х3"	4"х3"	3"х5"	4"х4"	4" по диаг.	5,6" по диаг.
Индикация: цифробуквенная, строк/символов в строке графическая, НхV, пикселей	14/24 960х234	14/24 960х234	20/21 192х320	480х480	+	+
Яркость, кд/м <sup>2</sup> наличие автомат. регулирования	0,7-342 <sup>(4)</sup>			0,3-513		до 342 +
Углы обзора, гориз./верт.	± 45°/-30°...10°	±150°/±150°		±45°/-15°...+6°		(3)
Контрастность: при освещенности 100 000 лк при освещенности <10 лк	2:1 20:1			3:1...5:1		
Количество цветов	8	8	1 (желтый)	264144	цветной	16 миллионов
Совместимость с ОНВ	+	Class A	Class B			

Примечания. <sup>(1)</sup> Такие же характеристики имеют CDU-3000, CDU-4100, CDU-5000. <sup>(2)</sup> Такие же характеристики имеет CDU-800. <sup>(3)</sup> В CD-820 обеспечивается настройка на нужные углы обзора благодаря наносимым на экран компенсирующим пленкам. Предусмотрено три разных конуса обзора, заказчик выбирает из них нужный ему. <sup>(4)</sup> Диапазон яркостей совместимого с ОНВ индикатора в CMA-3000 составляет 1-274 кд/м<sup>2</sup>.

Обозначения. AMLCD – жидкокристаллический экран с активной матрицей, TFEL – тонкопленочный электролюминесцентный экран, ОНВ – очки ночного видения, Class A/B – класс совместимости с ОНВ по MIL-L-85762A.

Таблица составлена по данным фирм-разработчиков

## Глава 6 ИНДИКАЦИЯ НА ЛОБОВОМ СТЕКЛЕ

Индикатор на лобовом стекле представляет собой проекционное устройство, экран которого размещается на линии визирования между пилотом и лобовым стеклом кабины (рис.6.1). Проецируемое изображение отражается от экрана в глаза пилота. Экран практически прозрачен, поэтому пилот видит индицируемую ему информацию на фоне окружающей обстановки, она словно парит в воздухе перед самолетом.

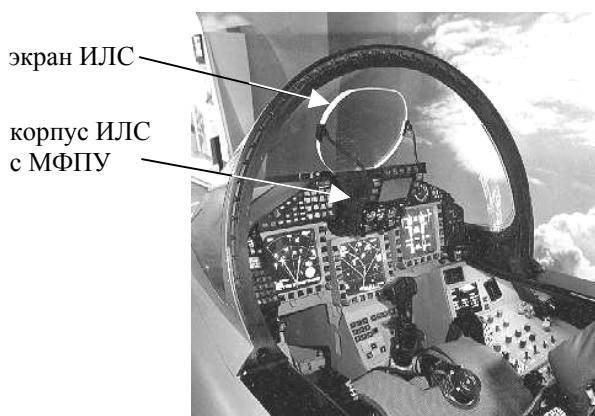


Рис.6.1. Кабина истребителя Eurofighter

Если бы изображение просто проецировалось на экран, то пилот, глядя в пространство, не мог бы ясно видеть информацию на экране, так как при этом его глаза фокусируются в бесконечность. Для того, чтобы увидеть, что же ему показывают, пилоту нужно было бы перефокусировать взгляд в плоскость экрана. Чтобы исключить необходимость аккомодации глаз изображение *коллимируют* - с помощью оптики пучок лучей от проектора разворачивается так, что все лучи становятся параллельны (лат. collineo – направляю по прямой линии). Другими словами, ИЛС проецирует изображение в бесконечность. В результате пилот видит это изображение, словно оно находится на большом удалении, поэтому аккомодация глаз не требуется и глаза меньше утомляются. Отсюда еще одно принятое для индикаторов данного типа название - *коллиматорный индикатор*.

Кроме того, что коллимация позволяет снизить утомление, она имеет еще одно достоинство. В условиях вибрации индикатор дрожит и изображение на сетчатке расплывается. Коллимация значительно ослабляет этот эффект.

Вынесение индикации с приборной доски на уровень глаз пилота имеет большое значение. Так как она постоянно находится перед глазами, не нужно отвлекаться от управления ЛА, чтобы на нее посмотреть. В напряженных ситуациях, например, в воздушном бою или при посадке, это жизненно важно. Пилот может больше времени находиться с поднятой головой (отсюда принятое за рубежом название ИЛС – “Head-Up Display”, то есть индикатор для



работы с поднятой головой), это повышает безопасность полета, снижает утомление пилота.

Первоначально ИЛС появились на боевых самолетах. Их появление позволило ускорить и упростить прицеливание оружия. Поэтому первые отечественные ИЛС назывались *авиационно-стрелковыми прицелами*. Пилот видит перед глазами прицельную метку, которую ему нужно совместить с целью путем разворота носа ЛА в сторону цели, после чего можно осуществлять пуск ракет или снарядов. Кроме прицельной информации на ИЛС индицируют основные параметры полета, состояние оружия (рис.6.2). Также на ИЛС выводят изображение от сенсоров, которые обеспечивают пилоту “искусственное зрение” тогда, когда его собственное зрение неэффективно – ночью или в условиях плохой видимости. Различные типы ИЛС, их характеристики, функции и состав систем индикации на лобовом стекле военных ЛА рассмотрены в разделе 6.1.



Рис.6.2. Вид индикации на ИЛС военного самолета

В последнее время ИЛС стали применять и на гражданских самолетах. Здесь первоочередной задачей является “искусственное зрение”, позволяющее взлетать и садиться в сложных метеорологических условиях. Также системы индикации на лобовом стекле пассажирских самолетов обеспечивают индикацию пилотажной и другой информации. Функции, состав, особенности и характеристики этих систем рассмотрены в разделе 6.2.

Новой областью применения ИЛС стало управление движением самолета по аэродрому. Решающие эту задачу системы рассматриваются в разделе 6.3.

## 6.1. Системы индикации на лобовом стекле для военных ЛА

Система индикации на лобовом стекле военного самолета или вертолета отображает пилотажную, навигационную и прицельную информацию. Чтобы не мешать пилоту наблюдать за окружающим пространством, индикация ограничена основными параметрами и имеет очень лаконичный вид (рис.6.2). Ночью на ИЛС индицируется изображение от инфракрасной системы переднего обзора.

Система состоит, как правило, из двух блоков (рис. 6.3): собственно ИЛС и генератора символов, осуществляющего прием информации от других систем ЛА, ее обработку и формирование изображения.



Рис.6.3. Система индикации на лобовом стекле: генератор символов (слева) и индикатор (справа)

Источником изображения в ИЛС служит проекционная ЭЛТ (рис.6.4), что обуславливает большие размеры индикатора, прежде всего – длину (500-650 мм).

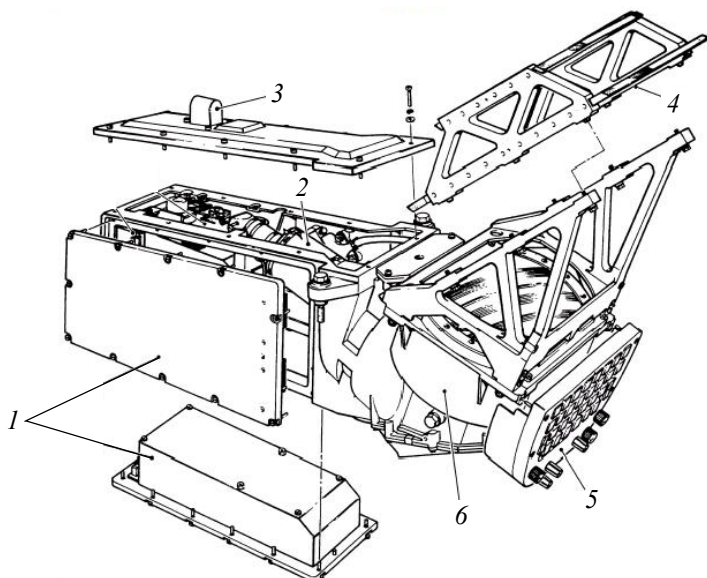


Рис.6.4. Конструкция индикатора на лобовом стекле:

1 – электронные модули, 2 – ЭЛТ, 3 – датчик освещенности, 4 – двойной комбайнер, 5 – многофункциональный пульт управления, 6 – оптическая система

Схема работы ИЛС самого распространенного *рефрактивного типа* показана на рис.6.5. Экран ЭЛТ 1 совмещен с передней фокальной поверхностью оптической системы. Оптическая система содержит зеркало 2, разворачивающее изображение, и линзовый объектив 3, проецирующий изображение с экрана ЭЛТ в бесконечность. Оптическая система проецирует изображение в направлении плоского прозрачного экрана 4, который является оптическим светоделителем: он пропускает лучи света от внешнего пространства и отражает в направлении пилота лучи света от проецируемого изображения. Этот экран принято называть *комбайнером* (combiner), так как он соединяет (комбинирует) для пилота изображение от ЭЛТ с изображением от внешнего мира. В описанном типе ИЛС комбайнер не обладает оптической силой, он только поворачивает лучи от оптической системы в направлении

пилота. Индикатор размещают над приборной доской так, чтобы выступающий вверх комбайнер оказался на уровне глаз пилота 5. При этом торец ИЛС вынужденно находится перед лицом пилота (рис.6.1). Чтобы драгоценное пространство приборной доски не пропадало, на этом торце часто размещают многофункциональный пульт (поз.6 на рис.6.4) для управления как самим ИЛС, так и другими задачами: навигацией, оружием и т.д. Иногда эту площадь используют и для индикации каких-либо параметров.

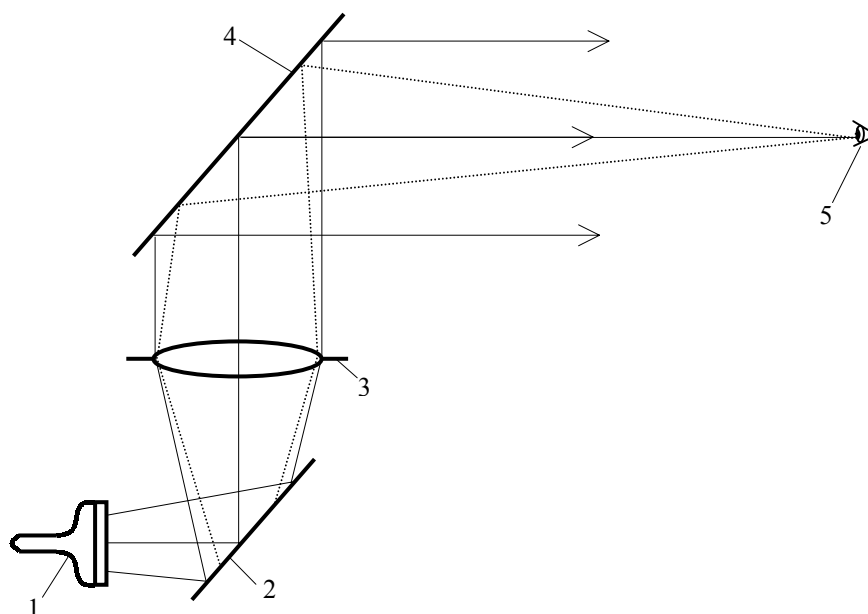


Рис.6.5. Схема работы рефрактивного индикатора:

1 - ЭЛТ, 2 - зеркало, 3 - объектив, 4 - комбайнер, 5 – расчетная точка наблюдения

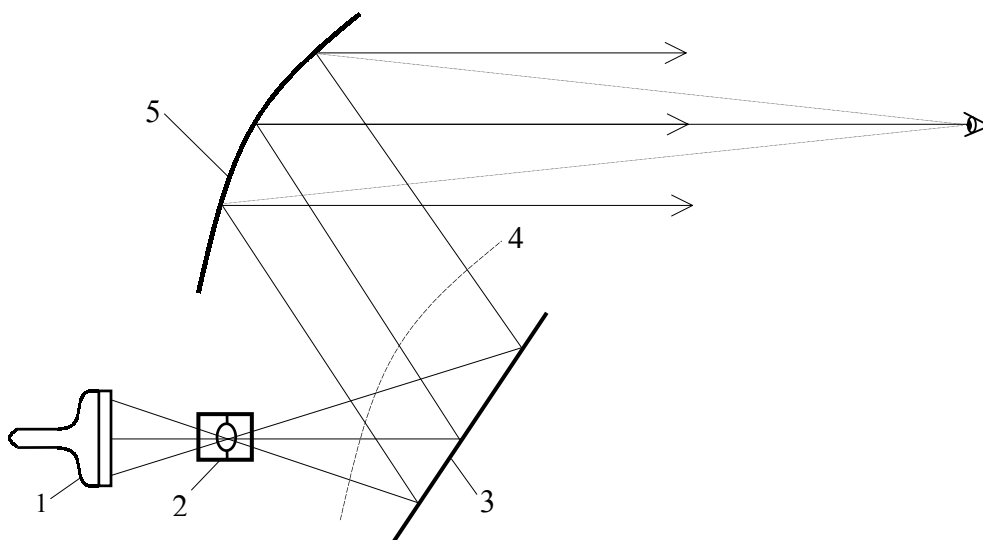
На верхнюю поверхность ИЛС часто устанавливают видеокамеру, фиксирующую все, что видит пилот (в том числе индицируемое на ИЛС изображение) для послеполетного анализа. Сигнал с видеокамеры поступает в регистрирующее устройство, которое находится в кабине, иногда – внутри того же ИЛС.

В новом поколении систем внутри ИЛС удастся разместить и генератор символов, при этом отпадает необходимость в отдельном электронном блоке и система превращается в моноблок.

Кроме ИЛС описанного рефрактивного типа используются индикаторы, относящиеся к *катадиоптрическому типу*. Такой ИЛС (рис.6.6) содержит не плоский, а искривленный комбайнер. Его называют *силовым комбайнером* (power combiner), так как в отличие от плоского комбайнера (plano combainer) он обладает оптической силой: не просто отражает, но и преломляет падающие на него лучи. Если форма силового комбайнера параболическая, то падающие на него лучи после отражения окажутся параллельными, т.е. изображение станет сколлимированным. Так как параболическую поверхность сложно изготовить, обычно ее заменяют сферической. Около оптической оси такая

поверхность почти совпадает с параболической, но при удалении от оси появляется искажение (*сферическая аберрация*).

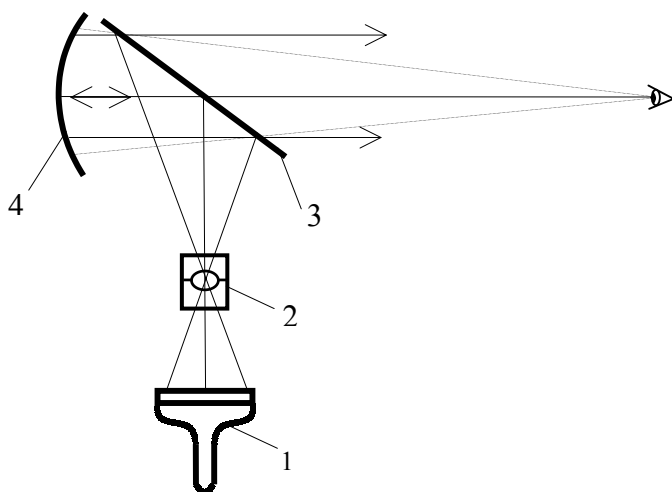
Как показано на рис.6.6, линзовый объектив 2 проецирует промежуточное несконструированное изображение с экрана ЭЛТ 1 в переднюю фокальную поверхность 4 силового комбайнера 5, который проецирует это изображение в бесконечность, направляя сконструированные пучки лучей в глаза пилота. Как и в рефрактивном ИЛС используется плоское зеркало 3, которое служит для излома оси.



**Рис.6.6. Схема работы катадиоптрического индикатора:**

*1 - ЭЛТ, 2 - объектив, 3 - зеркало, 4 – фокальная поверхность, 5 – силовой комбайнер*

Иногда вместо зеркала используют еще один плоский комбайнер (рис.6.7). Лучи отражаются плоским комбайнером 3 в сторону силового комбайнера 4, возвращаются от последнего уже сконструированными, снова проходят через плоский комбайнер 3 и попадают в глаза пилота.



**Рис.6.7. Катадиоптрический ИЛС с двумя комбайнерами:**

*1 - ЭЛТ, 2 - объектив, 3 – плоский комбайнер, 4 – силовой комбайнер*

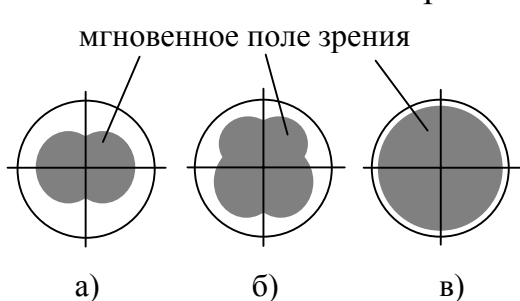
Основными характеристиками ИЛС являются: полное и мгновенное поле зрения; размер рабочей зоны; прозрачность (коэффициент пропускания); яркость изображения; равномерность яркости; контраст; ширина линии; погрешность положения символа, величина искажений размера и формы символов; способность индцировать растровое и смешанное символьно/растровое изображение, размер растрового изображения; совместимость с очками ночного видения; наличие автоматической регулировки яркости; габариты; масса; потребляемая мощность; наработка на неисправность.

*Мгновенное поле зрения* – угловой размер области индикации ИЛС, которую пилот видит без перемещения головы (любым глазом). *Полное поле зрения* – максимальный угловой размер области индикации ИЛС, которую пилот может увидеть с учетом перемещения головы. Естественно, мгновенное поле зрения меньше полного или равно ему.

Чем больше поле зрения, тем лучше ИЛС. Однако для увеличения поля зрения требуется увеличение размеров оптической системы, а значит увеличиваются габариты и масса индикатора, кроме того, увеличивается размер площади, которую пилот должен обзреть. Поэтому в этом отношении необходим компромисс. Теоретически и экспериментально установлено, что для символьной информации требуется полное поле зрения не менее  $30^\circ$  по азимуту и  $22-24^\circ$  по углу места, а для пилотирования ЛА ночью требуется растровое изображение не менее  $30^\circ \times 20^\circ$ .

Потенциально оба типа ИЛС способны удовлетворить этим требованиям и могут обеспечить полное поле зрения  $\text{Ø}30^\circ$ . Однако в рефрактивном ИЛС для увеличения поля зрения необходимо увеличивать размер линзы. У современных индикаторов линза уже имеет диаметр 120-150 мм и дальнейшее увеличение ее размера проблематично, так как при этом увеличиваются общие габариты индикатора, а разместить в кабине такой индикатор сложно.

Мгновенное поле зрения рефрактивного ИЛС ограничивается апертурой



линзового объектива. Оправа объектива является диафрагмой, сквозь которую пилот смотрит на экран ЭЛТ (показано пунктиром на рис.6.5). Возникает «эффект замочной скважины»: чем дальше от нее находится наблюдатель, тем меньшую часть общей картины он способен увидеть. Поэтому мгновенное поле зрения рефрактивного ИЛС существенно меньше полного (рис.6.8,а) и составляет  $15-20^\circ$ . Недостающие части полного поля зрения пилот обзреть за счет движений головы.

Рис.6.8. Мгновенное и полное поле зрения ИЛС:

а - рефрактивного типа с одним комбайнером, б - рефрактивного типа с двойным комбайнером, в - катадиоптрического типа

Для увеличения мгновенного поля зрения нужно располагать ИЛС ближе к пилоту. Увеличить размер мгновенного поля зрения в вертикальном направлении можно также двойным комбайнером, состоящим из двух параллельных комбайнеров, расположенных один за другим (рис.6.3, рис.6.4). При этом мгновенное поле зрения имеет форму, показанную на рис.6.8,б. Катадиооптические ИЛС не имеют недостатков рефрактивных, при сопоставимых габаритах и массе они позволяют получить большее поле зрения (рис.6.8,в) и без хроматической аберрации. Как и в предыдущем случае, ширина пучков лучей ограничивается апертурой линзового объектива, однако силовой комбайнер увеличивает диафрагму и выходной зрачок оптической системы в районе глаз пилота оказывается настолько большим, что пилот может видеть все изображение без необходимости движения головы (рис.6.6). А размер объектива может быть гораздо меньше, чем в рефрактивных ИЛС. По этой причине данный тип ИЛС в последнее время используется чаще.

Предыдущее поколение ИЛС, эксплуатируемое в строю, имеет общее поле зрения  $\varnothing 20^\circ$ - $\varnothing 28^\circ$ . Лучшие ИЛС нового поколения имеют общее и мгновенное поле зрения  $30^\circ \times 25^\circ$ .

ИЛС проектируют исходя из расчетного положения глаз пилота. Однако необходимо учитывать разницу в антропометрических характеристиках пилотов. К тому же голова пилота не остается все время неподвижной. Поэтому важно обеспечить достаточно большой размер рабочей зоны – области пространства вокруг расчетного положения глаз из которой обеспечивается полное поле зрения изображения на ИЛС. Для примера выходной зрачок индикатора ШКАИ (ОКБ «Электроавтоматика») составляет  $100 \times 70$  мм, это означает, что пока зрачок пилота находится в пределах выходного зрачка оптики, т.е. в пределах прямоугольника указанного размера, он видит изображение целиком.

ИЛС должен быть достаточно прозрачен, чтобы не затруднять визуальную работу пилоту. Это означает, что коэффициент пропускания для дневного света (*фототипический*) должен быть не менее 70-80%. Значит только 20-30% света от источника изображения достигает глаз пилота, поэтому высокая прозрачность ИЛС требует очень высокой яркости проектора. Обеспечить требуемую яркость даже для монохромной ЭЛТ очень сложно. Решением проблемы стало применение специальных покрытий комбайнера, у которых коэффициент отражения зависит от длины волны падающего на его поверхность света. Используют ЭЛТ с узкополосным люминофором, который излучает монохромный свет (обычно из желто-зеленой области спектра) в очень узком диапазоне длин волн. А покрытие комбайнера имеет коэффициент отражения с явно выраженным пиком как раз в области длин волн люминофора. Тогда комбайнер эффективно отражает в глаза пилота изображение от ЭЛТ, в то же время пропускает без помех лучи от внешнего мира (такие комбайнеры называются *дихроическими*).

Из-за своего принципа действия современные ИЛС – монохромные индикаторы. Предпринимались попытки создания ИЛС с 2 и 3 пиками характеристики отражения для отражения света от люминофоров разных цветов, что позволило бы создать цветные ИЛС, однако до настоящего времени такие индикаторы еще не созданы.

Перспективным способом обеспечения избирательной отражающей способности ИЛС является применение отражающих голограмм. Такая голограмма записывается в фоточувствительной среде двумя когерентными лазерными пучками. Запись создает синусоидальное изменение коэффициента отражения по толщине слоев материала с периодом, равным половине длины волны света, который нужно отражать. Так как записывающий материал весьма хрупкий, его необходимо защищать от внешних механических воздействий, поэтому голографический комбайнер представляет собой сэндвич из двух слоев стекла, между которыми находится среда с записанной голограммой. Такой комбайнер получается толстым и тяжелым. К тому же голограмма является высокоэффективным отражателем только для света, падающего под определенным углом, при отклонении угла падения света от оптимального, отражающая способность комбайнера резко падает, а для лучей, углы падения которых отличаются от расчетных более чем на  $8-10^\circ$ , голографический комбайнер практически прозрачен.

Последние достижения в технологии диэлектрических покрытий позволили создать ИЛС с синтезированной голограммой. Такая голограмма представляет собой ряд слоев прозрачного диэлектрика с разными коэффициентами отражения. Когда коэффициент отражения изменяется от слоя к слою по синусоидальному закону, такое покрытие ведет себя как голограмма, отражая только свет выбранной длины волны. Так как диэлектрики являются прочными материалами, они не требуют дополнительной защиты и могут быть нанесены на внешнюю поверхность субстрата. Это позволяет уменьшить массу комбайнера и наносить покрытие как на стекло, так и на легкий поликарбонат, что тоже приводит к снижению массы. Синтезированная голограмма имеет более высокий коэффициент отражения, что позволяет получить эффективное отражение в более широком диапазоне углов падения света. Следствием является лучшая равномерность яркости в пределах рабочей зоны и более высокая прозрачность. Голографический комбайнер имеет коэффициент отражения в узком рабочем спектральном диапазоне ЭЛТ 85-90% и одновременно обеспечивает коэффициент пропускания света от внешнего пространства до 80-90%.

Яркость изображения должна быть очень высокой, так как оно должно быть видно при любой освещенности, включая прямой солнечный свет (на большой высоте – до 100000 лк). Современные ИЛС обеспечивают яркость 5000-9000 кд/м<sup>2</sup>. Символьная информация рисуется в функциональном режиме, это обеспечивает необходимую днем высокую яркость изображения. Изображение от инфракрасной системы рисуется в растровом (телевизионном)

режиме. Может быть и совмещенный формат изображения, когда на растровое изображение накладывается символьная информация, она прорисовывается во время обратного хода луча. Так как при этом символы приходится рисовать с гораздо более высокой скоростью (100000-150000°/с против 15000-20000°/с), их яркость понижена, но ночью этой яркости вполне достаточно. Например, индикатор Type 1502 (*Smith Industries*) имеет яркость символов 5000 кд/м<sup>2</sup>, яркость растрового изображения 250 кд/м<sup>2</sup>, при совмещенном формате символы, индицируемые на растре, имеют яркость 840 кд/м<sup>2</sup>.

Неравномерность яркости изображения по полю экрана должна быть не более 40% в пределах рабочей зоны.

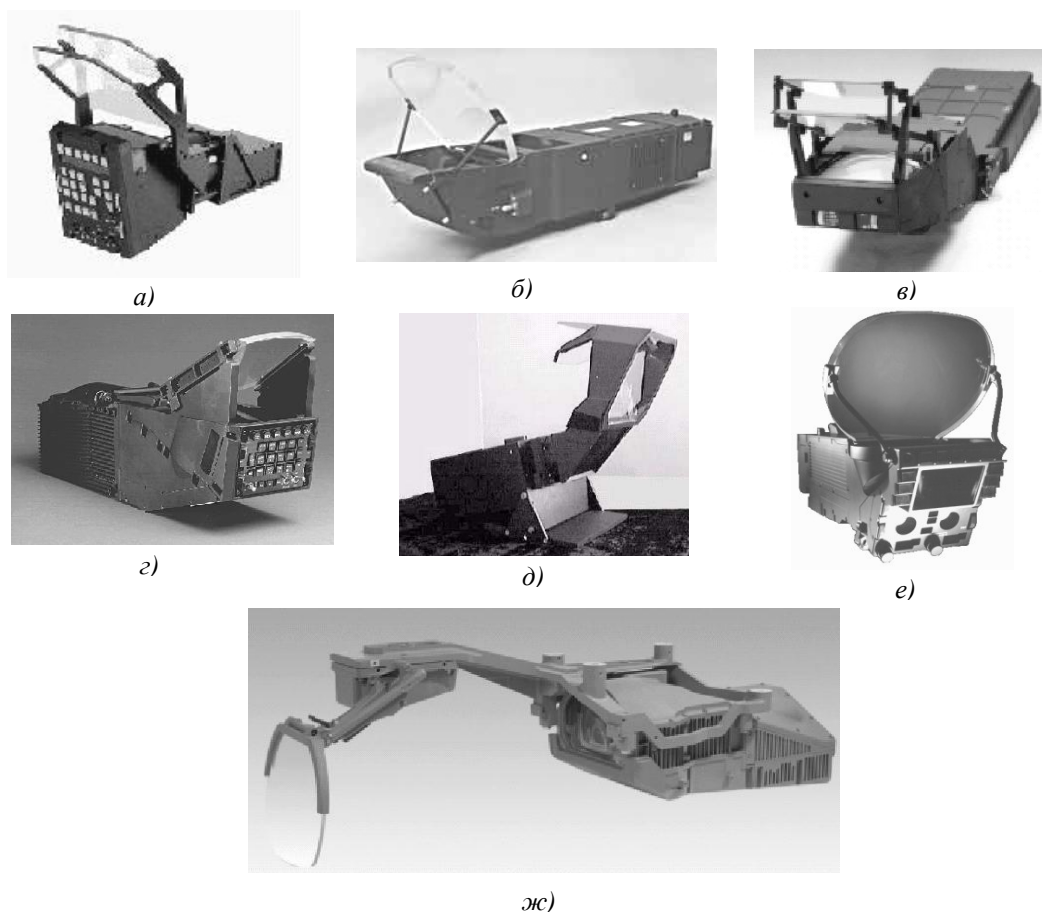


Рис.6.9. Индикаторы на лобовом стекле военных самолетов:

*а* - Sparrow Hawk (*Flight Visions*), *б* - индикатор истребителя Gripen (*Kaiser*), *в* - индикатор самолета C-17 (*BAE*), *г* - Model 967 (*ElOp*), *д* - ШКАИ (*ОКБ «Электроавтоматика»*), *е* - индикатор истребителя Eurofighter (*BAE*), *ж* - индикатор задней кабины Eurofighter (*BAE*)

Коэффициент контрастности ИЛС должен быть не менее 1,25 (ему соответствует яркостный контраст > 0,2).

Ширина линий у символов должна быть 0,9-1,5 мрад, погрешность положения символа (погрешность прицеливания), величина искажений размера



и формы символов должны быть не более 1-2 мрад. Указанные величины измеряются из точки расчетного положения глаз пилота.

Частота обновления символьной информации на экране ИЛС составляет обычно 50 Гц. Задержка индикации не должна превышать 100 мс.

Характеристики современных ИЛС военных ЛА приведены в таблицах 6.1, 6.2. Внешний вид некоторых из этих индикаторов показан на рис.6.9.

Таблица 6.1

**Характеристики отечественных индикаторов на лобовом стекле**

Фирма, тип ИЛС	РПКБ, ИКШ	Гефест и Т, КАИ-24П	Электроав- томатика, ИЛС-31	Электроав- томатика, ШКАИ	Арсенал, СКИ-77 <sup>(1)</sup>
Применение		Су-24	МиГ-29, Су-27		Ан-70
Общее поле зрения (НхV)	Ø30°	Ø24,5°	Ø24°	30°x22°	
Мгновенное поле зрения	25°x21°	18°x12°			30°x20°
Выходной зрачок, мм				100x70	45x90
Коэфф. пропускания, %					75
Символы: - макс. яркость, кд/м <sup>2</sup> - мин. коэф. контрастности - ширина линии, мрад - погрешность, мрад - скорость рисования, %/с	+  1,54:1 <sup>(2)</sup>  0,9-3	+  1,2:1 <sup>(3)</sup>	+  	+  	+  1,25:1 <sup>(3)</sup>
Растр:	+ <sup>(4)</sup>	+	+	+	-
Символы/растр	+	+	+	+	-
Встроенный ГС	+	-			+
МФПУ	+	-			-
Видеокамера	+				
Совместимость с ОНВ					
Авт. регулировка яркости	+				+
Габариты, мм	220x375x600	220x460x480			
Масса, кг	19,5	18			31,5
Электропитание; потребляемая мощность, Вт	~115,=27; 120	52			~115,=27; 310
Наработка на отказ,ч					

Примечания. <sup>(1)</sup> ИЛС верхнего расположения (под потолком кабины); <sup>(2)</sup> При яркости фона 35000 кд/м<sup>2</sup>; <sup>(3)</sup> При яркости фона 30000 кд/м<sup>2</sup>; <sup>(4)</sup> Размер растрового изображения 24°x18° или 21°x21°.

Сокращения: ОНВ – очки ночного видения; ГС – вычислитель/генератор символов

Таблица составлена по данным фирм-разработчиков

**6.2. Системы индикации на лобовом стекле для гражданских самолетов**

Потенциальные достоинства применения ИЛС в гражданской авиации были ясны уже давно. Пилотирование самолета по информации ИЛС позволяет не опускать взгляд в кабину, а значит пилот ни на секунду не теряет контроль над положением самолета относительно земли и над воздушным движением вокруг него. При этом не требуется перефокусировка глаз, а значит пилот

Таблица 6.2

## Характеристики зарубежных индикаторов на лобовом стекле для военных самолетов

Фирма, тип ИЛС	<i>Smith Industries, Type 1502</i>	<i>Flight Vision, Sparrow Hawk</i>	<i>Flight Vision, Night Hawk</i>	<i>BAE System, HUD</i>	<i>BAE System, FD-4500</i>	<i>Thales Avionics, Smart HUD</i>	<i>Thales Avionics, VEH3022</i>	<i>ElOp, Model 967</i>
Применение	F-5E/F, Hawk 100	F-14B, Kfir, L159, PC-9	X-35	Eurofighter		AlfaJet, A4 Skyhawk...	Rafale	F-4, Су-30
Общее поле зрения (HxV)	Ø25°	Ø25°	Ø30°	35°x25°	Ø24°	Ø26°	30x22°	Ø28°
Мгновенное поле зрения	21°x17°			30°x20°				
Выходной зрачок, мм								
Коэфф. пропускания, %	70	80					80	
Символы: - макс. яркость, кд/м <sup>2</sup> - мин. коэф. контрастности - ширина линии, мрад - погрешность, мрад - скорость рисования, °/с	+ 5000 1,2:1 0,8 <sup>(1)</sup> 1-2 16800	+  1,3:1  0,5-2 135000	+    135000	+    	+    10200	+    10000	+    	+    8650
Растр:	+ <sup>(2)</sup>	+	+	+	+	+	+	+
Символы/растр	+ <sup>(3)</sup>	+	+	+	+	+	+	+
Встроенный ГС		-			-	+		
МФПУ	+	+ <sup>(4)</sup>		+	+	+		+
Видеокамера	+	+ <sup>(4)(5)</sup>	+ <sup>(4)(5)</sup>		+	+		+
Совместимость с ОНВ	+	+	+			+		+
Авт. регулировка яркости		+	+				+	+
Габариты, мм	171x301x489		135x ? x587			150x520x390		
Масса, кг	11,3	7,8	12,6		11,8 <sup>(6)</sup>	12		21
Электропитание; потребляемая мощность, Вт	=28 и =5,4; 129	=28; 45				~115 150		~115,=28;
Наработка на отказ, ч	2000	3500	2500			2000		

Примечания. <sup>(1)</sup> При яркости 400 кд/м<sup>2</sup>; <sup>(2)</sup> Растровое изображение имеет размер 24°x18°, яркость 250 кд/м<sup>2</sup>, частота кадров 25/50 или 30/60 Гц; <sup>(3)</sup> При совмещенной индикации скорость рисования символов 100000°/с, яркость 840 кд/м<sup>2</sup>; <sup>(4)</sup> Возможна комплектация по желанию заказчика; <sup>(5)</sup> С регистрирующим устройством; <sup>(6)</sup> При яркости фона 25000-30000 кд/м<sup>2</sup>; <sup>(8)</sup> Требуется отдельный блок питания и отдельный ГС (13,6 кг).  
Сокращения: ОНВ – очки ночного видения; ГС – вычислитель/генератор символов

Таблица составлена по данным фирм-разработчиков

меньше утомляется. Все это позволяет повысить безопасность полетов, что также важно для пассажирских самолетов.

Кроме того, как показывают исследования фирмы GEC-Marconi, в задымленной кабине (например, вследствие короткого замыкания в проводке) индикация на ИЛС видна на 11 минут дольше, чем на приборной доске.

Практически пригодные ИЛС для военных самолетов существуют уже не один десяток лет и их адаптация к гражданскому сектору не представляла большой проблемы. Основное препятствия к внедрению этого типа индикаторов состояло только в финансовой стороне вопроса: авиакомпаниям необходимы были ясные доказательства того, что затраты на дополнительное оборудование окупятся. Активное внедрение систем индикации на лобовом стекле в гражданской авиации началось только в последние годы. И это связано в первую очередь с их способностью обеспечить пилота “искусственным зрением”. Это их качество позволяет различать визуальные ориентиры на высоте принятия решения и выполнять заход на посадку в условиях ограниченной видимости (туман, дождь, снег и т.п.). Система индикации на лобовом стекле позволяет также взлетать в условиях плохой видимости. Следовательно, установка на борт такой системы позволяет снизить требования по минимально допустимой для данного типа ЛА видимости. Тем самым меньше вероятность срывов рейсов и связанных с этим экономических потерь. Кроме того, применение системы позволяет осуществлять посадку по категории II или III на ВПП, оборудованную только для посадки по категории I.

Сенсорами самолета, обеспечивающими «искусственное зрение» (enhanced vision), являются инфракрасная система переднего обзора (ИСПО) и радар миллиметрового диапазона (РМД). ИСПО обеспечивает детальное видеоизображение с хорошей глубиной резкости и почти не требует обработки изображения перед его индикацией. Однако существующие ИСПО плохо видят сквозь туман. Сейчас ведется разработка ИСПО, работающих в диапазоне 2-6 микрон (вместо 3-5 микрон у существующих систем), с их появлением способности системы улучшатся. Что касается РМД, он позволяет получить только довольно зернистое видеоизображение с малой глубиной резкости и это изображение требует дополнительной обработки. Но у такого радара есть два преимущества перед ИСПО: он способен хорошо видеть в тумане и имеет гораздо больший диапазон дальности. Авиационные РМД работают на частоте 35 ГГц или 94 ГГц.

Возможна также индикация на ИЛС синтезированного изображения, построенного на основе базы данных о рельефе пролетаемой местности.

Другой важной функцией систем индикации на лобовом стекле является отображение пилотажной информации. При наличии такой системы на борту, она, как правило, сертифицируется в качестве основного пилотажного индикатора. Пилотажная информация может индицироваться сама по себе, а может накладываться на растровое изображение от ИСПО или РМД. Вид изображения пилотажной информации напоминает традиционный пилотажный



Рис.6.10. Индикация системы HGS на посадке

формат на приборной доске (рис. 6.10). В ее составе индицируются основные пилотажные параметры (воздушная и путевая скорость, тангаж, крен, высота, вертикальная скорость, курс ЛА, скорость и направление ветра), символ ВПП, директорный индекс, показывающий требуемую траекторию движения, указывается начало торможения, длина ВПП и другая необходимая информация. Часто на ИЛС дополнительно выводят сигнализацию - от системы предупреждения столкновений, о недостаточной скорости, о сдвиге ветра. Во время отрыва самолета от ВПП система

может использоваться для контроля взлетного угла и предотвращения опасности задевания поверхности ВПП хвостом самолета. На земле система может использоваться и для контроля руления (раздел 6.3).

В общем случае система включает следующие блоки: проектор, комбайнер, БЦВМ, генератор символов, панель сигнализации, пульт управления (рис.6.11).

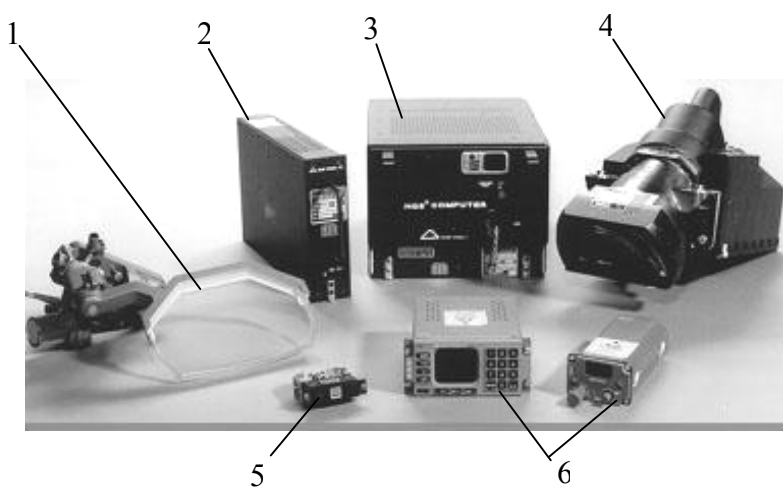


Рис.6.11. Состав системы HGS:  
1- комбайнер, 2 - генератор символов, 3 - БЦВМ, 4 - проектор, 5 - панель сигнализации, 6 - пульты управления

БЦВМ, находящаяся в техотсеке, принимает сигналы от сенсоров и оборудования самолета, оценивает их достоверность, обрабатывает эту информацию, производит точный расчет параметров захода и определяет соответствующее состояние и положение символов (элементов изображения) на экране. Эту результирующую информацию БЦВМ передает в генератор символов. Проектор содержит ЭЛТ, на экране которой создается изображение, и электронику, которая формирует изображение, регулирует его яркость. Управляющие сигналы поступают в проектор из генератора символов, который рисует изображение на ЭЛТ в соответствии с информацией от БЦВМ. Изображение с экрана ЭЛТ проецируется на комбайнер. Пульт управления

позволяет пилоту вводить данные, необходимые для работы системы (например, длину ВПП, угол наклона глиссады) и управлять ее работой. Панель сигнализации располагается на приборной доске перед командиром корабля. Она индицирует состояние системы и выдает предупреждающую сигнализацию во время посадки по категории IIIa и во время взлета.

БЦВМ и генератор символов располагаются в техотсеке, остальные блоки размещены в кабине экипажа.

Состав системы может отличаться от приведенного. БЦВМ, пульт управления и панель сигнализации могут интегрироваться с соответствующим оборудованием других бортовых систем и тогда они не входят в состав системы ИЛС. Генератор символов может быть совмещен с БЦВМ. Оба этих блока могут образовывать с проектором и комбайнером моноблок, особенно если ИЛС устанавливается не на потолке, а над приборной доской - как на военных ЛА. Наконец, система может содержать два набора блоков: один предназначается для командира корабля, другой обеспечивает индикацией ИЛС второго пилота.

Применение ИЛС на гражданских самолетах имеет ряд особенностей. На боевых самолетах стремятся обеспечить пилоту круговой обзор и предусматривают возможность катапультирования, поэтому над головой пилота нет ничего, кроме прозрачного фонаря кабины, а ИЛС размещают над приборной доской. В пассажирских самолетах кабина имеет потолок, что позволяет расположить ИЛС в более удобном месте – над головой пилота (рис.6.12).



**Рис.6.12. Расположение ИЛС в кабине пассажирского самолета:**  
*а – схема установки, б – фотография кабины с установленной системой HGS*

Так как пилот пользуется ИЛС в основном только на взлете и посадке, комбайнер делают поворотным, чтобы пилот мог убрать его вверх или в сторону, когда он не нужен.

Военные ИЛС должны обеспечивать высокую точность, которая нужна для применения неуправляемого оружия – пушек, НУРС. На гражданских ЛА такой задачи нет, поэтому требования к точности индикации скромнее, хотя и того же порядка: погрешность индикации по линии визирования пилота должна

быть не более 5 мрад, в пределах поля зрения  $10^\circ$  - не более 7,5 мрад, в пределах поля зрения  $30^\circ$  - не более 10 мрад. Зато на пассажирских самолетах требуется более высокая надежность системы индикации: для того, чтобы можно было использовать ИЛС в качестве главного средства пилотирования, вероятность индикации ошибочной информации за час полета должна быть не более  $10^{-9}$ . К военным ИЛС такое требование не предъявляют. Чтобы его обеспечить, используют обширные встроенные средства контроля, а для критических символов выполняют двойной расчет требуемого положения на экране (или обратный расчет: вычисляют значение параметра по положению символа) с последующим сравнением результатов.

От ИЛС гражданских самолетов требуется более высокий уровень яркости растрового изображения. Это связано с тем, что нужно обеспечить взлет и посадку с помощью «искусственного зрения» ИЛС не только ночью, но и в дневное время, когда туман, дождь или снег не позволяют пилоту ясно видеть полосу. Так как освещенность днем гораздо выше, чем ночью, растровое изображение на ИЛС должно иметь яркость не менее 2100 кд/м<sup>2</sup>.

Остальные требования к ИЛС для гражданских самолетов такие же, как и для военных (см. раздел 6.1).

За рубежом для пассажирских самолетов разработаны и серийно выпускаются несколько систем индикации на лобовом стекле: Head-Up Guidance System – HGS (*Flight Dynamics*), FV-2000 (*Flight Vision*), Head-Up Flight Display System – HFDS (*Thales Avionics*), HUD 2020 и HUD 2022 (*BAE Systems* вместе с *Honeywell*), Best Innovative Reliable Display – BIRD (*ElOp*).

Характеристики этих систем приведены в таблице 6.3.

Требования к ИЛС пассажирских и транспортных самолетов устанавливают стандарты ARINC 764, SAE AS8055, SAE ARP 5288.

### **6.3. Системы управления движением на аэродроме**

По мере того, как возрастает загруженность аэропортов, все более острой становится проблема управления движением самолетов на земле. Современный аэродром имеет сложную топологию и содержит несколько ВПП и рулежных дорожек. По его территории и в воздушном пространстве над ним порой перемещаются в разных направлениях десятки самолетов, одни из которых готовятся к взлету, другие взлетают, третьи садятся, а четвертые движутся к пассажирским терминалам. В последнее время возросло количество столкновений самолетов между собой и с наземной техникой. Пилоты допускают ошибки: занимают не свою ВПП, при рулении или на посадке выкатываются за пределы полос. По данным Федеральной авиационной администрации США количество подобных происшествий в американских аэропортах за последние 10 лет увеличилось более, чем вдвое. Поэтому активно ведутся работы по созданию систем, которые могут облегчить пилоту создание

Таблица 6.3

## Характеристики систем индикации на лобовом стекле пассажирских самолетов

Фирма, тип системы	Thales Avionics, TMV 1451	Thales Avionics, Electronic HUD	Thales Avionics, HFDS	Thales Avionics, D- HUDS	Flight Visions, FV-2000E	Flight Dynamics, HGS	BAE и Honeywell HUD2020	Elop, BIRD
Применение	A320	A330, A340	A330/340, MD-82, B 737/777 и др.		G III/IV, Bell 210, Falcon 50 и др.	C-130J, Dash 8, ERJ-145 и др.	G IV/V, B 737-800	
Функции: - визуализация - пилотирование - контроль руления - сигнализация сдвига ветра - сигнализация СПС - сигнализация СППЗ	- +	- +	+ + + +		+ +	+ + + + +	+ + +	+ <sup>(2)</sup> + +
Источник изображения	ЭЛТ	ЭЛТ	ЭЛТ	ЖКИ	ЭЛТ	ЭЛТ	ЭЛТ	ЭЛТ
Полное поле зрения	24°x15°	30°x24°	40°x26°	35°x26°	Ø30°	30°x26° <sup>(1)</sup>	30x25°	
Разрешающая способность				1280x1024				
Яркость символов/растра				10000/		7600/3400		
Авт.регулировка яркости	+	+	+					
Коэф.контрастности, не менее				1,3:1				
Тип оптической системы			катадиооп- тический, голограф. комбайнер			катадиооп- тический, голограф. комбайнер	рефрак- тивный	рефрак- тивный.
Масса, кг	15,5	15,5	32,7	23	10-14,25	27		
Наработка на отказ, ч	ИЛС- 5000, ГС- 13000							
Потребляемая мощность, Вт			160	160				

Примечания. <sup>(1)</sup> Растровое изображение имеет размер 30°x24°; <sup>(2)</sup> По желанию заказчика

Сокращения: ГС- генератор символов, ЖКИ – жидкокристаллический индикатор, СПС – система предупреждения столкновений, СППЗ – система предупреждения приближения земли, ЭЛТ – электронно-лучевая трубка

По материалам фирм-разработчиков

мысленной модели ситуации, обеспечивая его информацией о собственном положении («где я?»), о движении на аэродроме и над ним («где другие?»), о требуемом направлении движения («куда следовать?»), предупреждающих о возможных конфликтах с другими ЛА и транспортными средствами, об отклонении от нужного маршрута движения и об опасном приближении к краю полосы. Ценность таких систем еще и в том, что они способны помочь пилоту в условиях плохой видимости – ночью, в тумане и т.п.

Важная роль при этом отводится индикации на лобовом стекле. Так как при рулении, взлете и посадке пилот осуществляет визуальный контроль движения самолета, индикация на приборной доске не удобна и не так эффективна, как на ИЛС. По мнению аэрокосмического агентства NASA, система управления движением на аэродроме (СУДА) должна в будущем стать стандартным оборудованием самолета, таким же, каким сегодня стала система предупреждения столкновений в воздухе.

СУДА выполняет следующие функции:

- предотвращает попадание не на свою полосу;
- предупреждает о поворотах;
- управляет рулением;
- обеспечивает «искусственное зрение» (раздел 6.2);
- информирует о движении на аэродроме, о занятости полос;
- передает инструкции служб УВД.

Основные элементы СУДА:

- система индикации на лобовом стекле,
- система самолетовождения;
- многорежимный приемник;
- система зависящего наблюдения ADS-B;
- база данных аэропортов.

Как видно из этого перечня, только база данных аэропортов является дополнением существующей авионики, все остальные системы уже устанавливаются на борту, их использование в СУДА является расширением их функций.

Во время передвижения самолета по рулежным и взлетно-посадочным полосам аэропорта система индицирует пилоту указания, исходя из базы данных аэропорта и инструкций служб УВД, полученных по цифровому каналу передачи данных. Информация системы отображается на индикаторе на лобовом стекле. От терминала до точки отрыва (и наоборот) пилоту индицируется траектория движения, которую нужно выдерживать (рис.6.13). Формат изображения содержит осевую линию и границы ВПП, директорный индекс, расстояние до поворота, цифровые счетчики заданной и фактической скоростей, курса, сигнализацию опасности столкновения.

Местоположение самолета определяется по информации спутниковой навигационной системы GPS (или инерциальной навигационной системы, сопряженной с GPS). Для того, чтобы обеспечить точность позиционирования



не хуже 1 м, используется дифференциальный режим GPS. Сведения о данном аэропорте (расположении рулежек, взлетно-посадочных полос и т.п.) берутся системой из базы данных аэропортов мира.

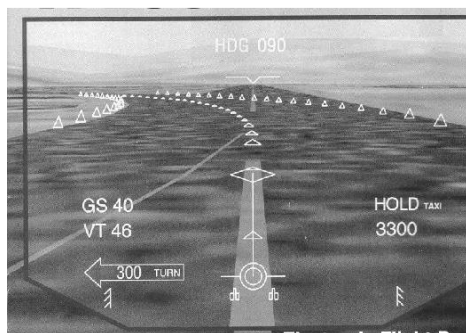


Рис.6.13. Вид индикации на ИЛС при движении по полосе

Для информирования пилотов о положении других ЛА на аэродроме, о занятости полос и возможных конфликтах используются данные, получаемые от системы зависящего наблюдения ADS-B. Эти сведения, а также инструкции УВД поступают по цифровой беспроводной связи через многорежимный приемник в систему самолетовождения, которая передает их в систему индикации на лобовом стекле. В свою очередь текущее положение данного самолета непрерывно передается по цифровому каналу для информирования УВД и других участников движения на аэродроме.

Важным достоинством системы управления движением на аэродроме является то, что она позволяет безопасно рулить, взлетать и садиться даже в условиях плохой видимости.

Подобные системы уже разработаны и эксплуатируются, это Surface Guidance System (*Flight Dynamics*) и Visual Guidance System (*BAE Systems*). Аналогичная система Runway Inursion Prevention System (RIPs) создана в рамках проводимых агентством NASA исследований. Информация выводится на ИЛС, а также на индикатор на приборной доске, который показывает движущуюся карту аэродрома (рис.6.14), на которой отмечено текущее положение данного самолета, другие подвижные объекты (символы в виде треугольника), а красным цветом выделены занятые ВПП и рулежные дорожки.

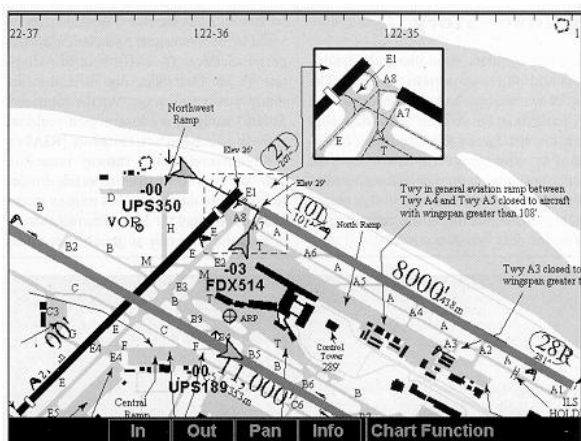


Рис.6.14. Индикация карты аэропорта

## 6.4. Перспективы ИЛС

В качестве источника изображения в ИЛС применяется электронно-лучевая трубка, что обуславливает большие габариты и массу индикатора. Также ЭЛТ имеет небольшой ресурс: со временем ее яркость уменьшается и примерно через 500 ч необходимо производить замену ЭЛТ (при том, что остальные части ИЛС имеют наработку на неисправность более 4000 ч). До недавнего времени никаких реальных альтернатив проекционным ЭЛТ не было, использовать в качестве источника изображения плоские матричные индикационные панели не удавалось из-за недостаточной яркости и разрешающей способности изображения. Но сейчас уже появились ИЛС, использующие в качестве источника изображения жидкокристаллические панели. Также проводятся работы по применению в ИЛС проекционных устройств, используемых в бытовых проекторах.

ЖКИ, которые могут использоваться в ИЛС, в зависимости от положения источника света разделяются на трансмиссионные и отражающие. В трансмиссионных ЖКИ (раздел 5.8) источник света находится за жидкокристаллической панелью, которая выполняет функции светоклапанного прибора. Свет проецируется на комбайнер через жидкокристаллическую матрицу, каждый пиксель которой в зависимости от управляющего сигнала либо пропускает, либо не пропускает свет. В результате на экране (комбайнере) создается нужное изображение. В отражающих ЖКИ источник света располагают так, чтобы свет отражался от жидкокристаллической панели на экран, при этом каждый пиксель либо отражает, либо не отражает (пропускает) свет. Важным преимуществом отражающих ЖКИ является более высокая разрешающая способность, так как пиксели могут быть расположены ближе друг к другу, чем в трансмиссионных ЖКИ. Оба типа ЖКИ по сравнению с ЭЛТ обещают значительно повышение надежности, габаритно-массовых характеристик с одновременным улучшением качества изображения.

Микрозеркальные индикаторы (раздел 11.2) содержат матрицу микроскопических зеркал, каждое из которых отвечает за свой пиксель экрана и либо проецирует на него свет от источника света, либо нет. Такие индикаторы имеют очень маленькое время переключения – порядка 15 мкс, это примерно в 1000 раз меньше, чем у ЖКИ. Соответственно меньше задержка изменения изображения. Далее, контраст и стойкость к внешним воздействующим факторам у микрозеркальных индикаторов больше, чем у ЖКИ. Недостатком является необходимость использовать только точечный источник света, обычные флуоресцирующие лампы не подходят. Сравнение характеристик альтернативных технологий создания изображения на ИЛС приведено в таблице 6.4 [78].

И ЖКИ, и микрозеркальные индикаторы существуют довольно давно. Что делало ЭЛТ незаменимой для бортовых ИЛС – так это то, что она является одновременно и модулятором изображения, и источником света. Если в

качестве модулятора света ЭЛТ уступает своим конкурентам, то замены ей как источнику света пока нет. В бытовых проекторах в качестве источников света используют дуговые лампы, но существует ряд препятствий к применению этих ламп в авиации. Например, при ускорениях дуга искажается, что приводит к уменьшению количества света. Лазер слишком дорог и громоздок, есть проблемы в отношении охлаждения и обеспечения безопасности глаз. Другие источники света (светоизлучающие диоды, высокочастотное флуоресцентное излучение и т.д.) не обеспечивали необходимых яркости и контраста из-за расхождения лучей. Однако в последнее в этой области удалось добиться прогресса.

Таблица 6.4

**Характеристики ИЛС на базе перспективных технологий индикации**

<i>Характеристика</i>	<b>Микрзеркальные индикаторы</b>	<b>Трансмиссионные ЖКИ</b>	<b>Отражающие ЖКИ</b>
<i>Срок службы, ч</i>	70000	40000	40000
<i>Яркость, кд/м<sup>2</sup></i>	до 20000	7500	6000
<i>Коэф.контрастности</i>	350:1	200:1	50:1
<i>Частота обновления, Гц</i>	77	60	60
<i>Габариты, мм</i>	170x150x500	170x150x500	140x150x300
<i>Масса, кг</i>	7,5	6,3	4,5

Говоря о перспективах ИЛС, следует отметить, что с появлением нашлемных индикаторов, о которых пойдет речь в следующей главе, ИЛС сдают свои позиции и, видимо, со временем будут просто вытеснены с борта – по крайней мере на военных ЛА, где пилот вынужденно летает в защитном шлеме. Пока они сохраняются только потому, что нашлемные индикаторы не обеспечивали достаточную точность прицеливания. Однако нашлемные системы индикации прогрессируют и уже появились системы, точность которых близка к точности ИЛС.

На пассажирских же самолетах экспансия ИЛС только начинается и позиции индикаторов этого типа в ближайшее время будут только укрепляться.

Следует отметить, что обладая несомненными достоинствами, индикация на лобовом стекле не лишена и принципиальных недостатков. Индицируемая информация постоянно загораживает пилоту часть внешнего пространства в самой важной области – прямо по направлению полета. Чтобы как можно меньше мешать пилоту наблюдать окружающую среду, индикацию делают предельно простой и лаконичной. Приходится искать компромисс между качественным изображением и возможностью наблюдения. В результате страдают оба этих компонента. Далее, ИЛС все-таки не совсем прозрачен, к тому же отражающие покрытия окрашивают изображение от внешнего мира в розоватый цвет. Что еще хуже, индицируемая символика не только загораживает собой находящиеся за ней области пространства, ее влияние

выражается в перераспределении внимания пилота, из-за этого возможно маскирование событий и объектов во внешней среде: яркая символьная индикация «притягивает» взгляд пилот, вследствие чего он не всегда видит, что происходит даже в незакрытых областях пространства. Также имеются сведения, что при пользовании ИЛС зрительную систему человека не удастся обмануть путем фокусирования изображения в бесконечность, она по некоторым слабоуловимым признакам определяет обман и встает в тупик, в итоге у пилота на расстоянии вытянутой руки образуется так называемый «темный фокус», приводящий к неправильной аккомодации глаз и, как следствие, к неправильной оценке дистанции.

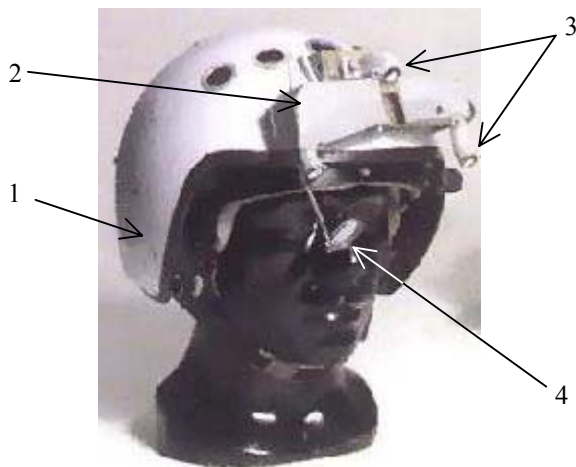
Следует также сказать и о том, что размещение ИЛС над приборной доской неудобно и с точки зрения компоновки кабины, и с точки зрения наблюдения передней полусферы, т.к. корпус индикатора увеличивает высоту приборной доски и соответственно уменьшает зону наблюдения, особенно важную для пилота вблизи земли.

## Глава 7

### НАШЛЕМНЫЕ СИСТЕМЫ ИНДИКАЦИИ

Нашлемная система индикации (НСИ) проецирует изображение на прозрачный экран, находящийся перед глазами пилота и закрепленный на его шлеме. Так как экран прозрачен пилот может одновременно наблюдать и внешнюю обстановку, и индицируемую информацию. Изображение коллимируется в бесконечность, тем самым исключается необходимость аккомодации глаз.

В настоящее время область применения нашлемной индикации ограничена боевыми самолетами и вертолетами. НСИ выполняет ту же роль, что и индикатор на лобовом стекле - позволяет осуществлять контроль полета и прицеливание, не опуская взгляд на индикаторы в кабине, т.е. не отвлекаясь от окружающей обстановки, что очень важно в условиях боевых действий и на напряженных фазах полета. Главная функция НСИ – наведение оружия и первые подобные системы «Щель» и «Сура», внедренные на отечественных истребителях СУ-27, МиГ-29 и их последующих модификациях, выполняли только задачу целеуказания. На защитном шлеме пилота крепится визирно-реперное устройство, которое проецирует изображение прицела на небольшой окуляр перед глазом (рис.7.1). Оно также отслеживает направление взгляда пилота и передает его в прицельный комплекс, который непрерывно перенацеливает ракеты в направлении взгляда. Таким образом, ракеты в любой момент готовы к пуску в том направлении, которое видит через прицел пилот.



**Рис.7.1. Нашлемная система целеуказания «Сура» (ЦКБ «Арсенал»):**

*1 – серийный защитный шлем ЗШ-7, 2 - визирно-реперное устройство, 3 – светодиоды для слежения за положением головы, 4 - откидной окуляр*

В отличие от ИЛС, изображение на котором пилот видит только тогда, когда он смотрит прямо вперед, НСИ позволяет индицировать пилоту информацию постоянно – куда бы он ни смотрел. Это, в частности, позволяет нацеливать оружие на цели, находящиеся не только прямо по курсу, но и в любой зоне обозреваемого пространства. На некоторых самолетах, например, F-15, НСИ вводится дополнительно к ИЛС: ИЛС является основным средством

индикации, а на НСИ изображение появляется только тогда, когда пилот не смотрит на ИЛС или в кабину. Это связано с тем, что существующие НСИ не обеспечивают точность прицеливания, необходимую для применения пушек и НУРС. В будущем НСИ, по-видимому, полностью заменит ИЛС, что, например, уже наблюдается на перспективном американском истребителе F-35.

Современные НСИ являются развитием систем целеуказания, они имеют более широкое поле зрения, изображение проецируется на прозрачный защитный щиток шлема - *визор* (рис.1.17, рис.7.2), а к задаче прицеливания добавляется задача индикации пилотажной и другой информации. Подобные системы в некоторых странах уже эксплуатируются в войсках и создаются еще в ряде стран. Функции, выполняемые современными нашлемными системами индикации, их достоинства и недостатки описаны в разделе 7.1.

В разделе 7.2 описываются состав и структура типичной НСИ, рассмотрены разновидности систем. Характеристикам НСИ посвящен раздел 7.3.



Рис.7.2. Шлем системы JHMCS

## 7.1. Функции нашлемной системы индикации

**Наведение оружия и сенсоров.** Самой важной функцией НСИ является наведение оружия.

Система осуществляет слежение за взглядом пилота по положению его головы/глаз, и непрерывно передает информацию о текущем направлении взгляда прицельно-навигационному комплексу или непосредственно сенсорам ЛА - радару, оптико-локационной станции, головкам наведения ракет, вооружению «воздух-земля». Одновременно на визоре индицируется прицел. Следовательно, обеспечивается наведение по целям находящимся не только прямо по направлению носа ЛА, но в любой зоне слева, справа или сверху, которую пилот может обозревать из кабины. Это позволяет избежать лишних маневров, ускоряет прицеливание, тем самым повышается вероятность победы в условиях воздушного боя, увеличивается скрытность при подходе к цели.

**Целеуказание.** Кроме того, что система позволяет передать данные для прицеливания, она может решать и обратную задачу – показывать цели, которые засек прицельно-навигационный комплекс, тем самым привлекая к ним взгляд пилота и, соответственно, прицел.

**Контроль полета.** Пилоту индицируются основные пилотажные параметры: скорость, высота, угловое положение самолета в пространстве и т.д. Изображение имеет упрощенный контурный вид (как на ИЛС), чтобы как можно меньше заслонять поле зрения пилота (рис.7.3).

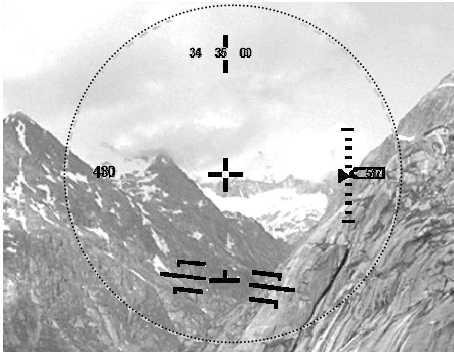


Рис.7.3. Вид через визор на-  
шлемной системы индикации

В отношении пилотажной информации функции между НСИ и индикаторами на приборной доске могут распределяться по-разному. На F-15 основными пилотажными индикаторами являются индикаторы на приборной доске, а НСИ используется тогда, когда пилот смотрит в сторону от кабины. На F-35 основным пилотажным индикатором выбрана НСИ, а на другие индикаторы пилотажная информация может быть вызвана в качестве резерва.

**Искусственное зрение.** Для ЛА, которые могут действовать в непосредственной близости земли, очень полезно выводить на НСИ изображение от устройств, обеспечивающих пилоту искусственное зрение, например, от инфракрасной обзорной системы. Может на НСИ индицироваться и синтезированное изображение рельефа. Тем самым пилот сохраняет эффективный визуальный контроль полета ночью и в условиях плохой видимости.

Возможность индицировать в поле зрения пилота синтезированное изображение открывает огромные возможности: это позволяет видеть то, что пилот не смог бы увидеть своими глазами, например, позволяет смотреть сквозь элементы конструкции ЛА или наблюдать в виртуальное «зеркало» заднюю полусферу. На самолете С-17 исследуется НСИ, которая при взгляде пилота в пол показывает ему подвижную карту местности, а при взгляде в потолок кабины – изображение от видеокамеры в грузовом отсеке.

**Регистрация выполнения боевой задачи.** Иногда в шлеме пилота устанавливается миниатюрная видеокамера, изображение от которой записывается для послеполетного анализа. Сейчас такие камеры чаще устанавливают на ИЛС, но способность при помощи НСИ поражать цели, находящиеся в стороне от строительной оси самолета, делает такую камеру малоэффективной.

**Тактическая и навигационная информация.** На НСИ также может выводиться тактическая и навигационная информация, но в ограниченном объеме. Перенесение на НСИ всей такой информации считается нецелесообразным, так как ее изображение заслоняет поле зрения и мешает видеть внешний мир. Полностью тактическая и навигационная информация отображается на индикаторах, которые установлены на приборной доске.

Применение НСИ позволяет:

повысить боевую эффективность и живучесть

- осуществлять прицеливание непрерывно - куда бы ни смотрел пилот - поэтому пуск может быть произведен раньше;
- атаковать цель с любого направления, для этого не обязательно разворачивать на нее самолет;

- повысить скрытность, т.к. можно подходить к цели с любого направления, не требуются дополнительные маневры для нацеливания;
- атаковать в ночных условиях более результативно;
- улучшить осознание пилотом положения в пространстве, повысить безопасность
- контролировать угловое положение самолета не только тогда, когда пилот смотрит в кабину или вперед, а постоянно;
- в условиях плохой видимости и ночью наблюдать за рельефом;
- уменьшить нагрузку на пилота, т.к. перечисленные выше задачи решаются проще, чем с использованием традиционных средств индикации.

Следует отметить, что при всех своих достоинствах нашлемным системам индикации присущи и принципиальные недостатки. Экран НСИ имеет все-таки не идеальную прозрачность, поэтому он ухудшает наблюдение внешней среды, а отражающее покрытие размывает изображение удаленных объектов. Наличие в шлеме дополнительной массы, обусловленной размещением там элементов НСИ, способствует более быстрому утомлению пилота. Особенно неприятно вызываемое этим смещение центра тяжести головы, так как при перегрузках и ударах следствием может стать серьезная травма. Угрозу безопасности пилота представляет также высокое напряжение порядка 10 кВ, которое в большинстве современных НСИ требуется подводить в шлем для запитки электронно-лучевой трубки.

Кроме того установлено, что при вибрациях с частотами менее 10 Гц (типичных для ЛА, особенно – вертолетов) информацию НСИ трудно считывать. По сравнению с индикаторами на приборной доске количество ошибок и время реакции возрастают, на некоторых частотах – в 10 раз.

## **7.2. Состав и разновидности нашлемной системы индикации**

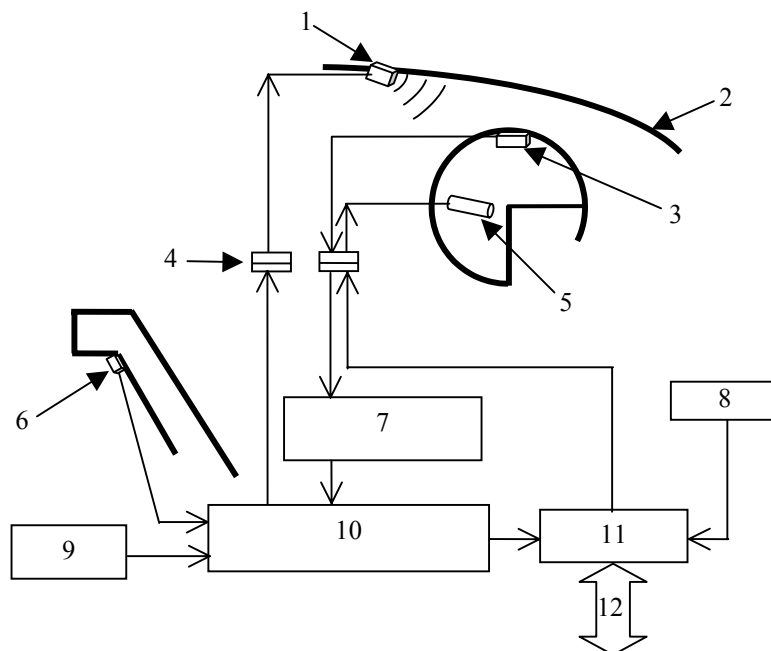
В общем случае НСИ включает 5 основных компонентов: шлем, источник изображения, оптическую систему, средства слежения за направлением взгляда, электронную часть. На шлеме могут монтироваться и другие необходимые устройства: дополнительный противобликовый визор, видеокамера для записи изображения, трубки усилителя изображения для ночного видения со своей батареей. Система может содержать пульт управления.

Возникающая на некоторых режимах полета тряска приводит к хаотичным броскам головы, в связи с чем быстро и одновременно точно навести прицел пилоту не удается, поэтому необходимо принимать специальные компенсирующие меры. С этой целью в системе VCATS для компенсации перемещений головы измеряются ускорения по трем осям, для чего шлем снабжен специальными акселерометрами.

Типичная структура НСИ изображена на рис.7.4. В шлеме находятся датчики слежения за линией визирования головы (обычно три ортогонально



расположенных датчика) 3, которые воспринимают опорные электромагнитные сигналы, излучаемые одним или несколькими специальными источниками 1, закрепленными на элементах конструкции кабины 2 в непосредственной близости от шлема. Параметры измеряемых датчиками сигналов являются функцией расстояния шлема от источников сигнала. После предварительного усиления в усилителе 7 сигналы от датчиков поступают в процессор слежения 10, который вычисляет направление линии визирования. При этом учитываются искажения электромагнитного поля, вызванные конструкцией кабины. Соответствующие поправки 9 получают заранее путем электромагнитного картографирования кабины. Так как кресло пилота регулируется, при учете поправок нужно знать текущее положение кресла. Для этого процессор слежения использует сигнал от датчика положения кресла 6. В шлеме также находится миниатюрный источник изображения 5. Изображение на нем создается электронным блоком - генератором символов 11, который формирует изображение на основании данных, полученных от бортовых систем: изображение прицела управляется информацией от прицельного комплекса, пилотажная информация принимается от инерциальной навигационной системы и системы воздушных сигналов и т.д. Сопряжение с этими системами обычно производится по мультиплексному каналу информационного обмена 12 (MIL-STD-1553/1760). Управление индикацией, в частности, регулирование яркости изображения, производится пилотом при помощи пульта управления 8, сигналы которого поступают в генератор символов 11.



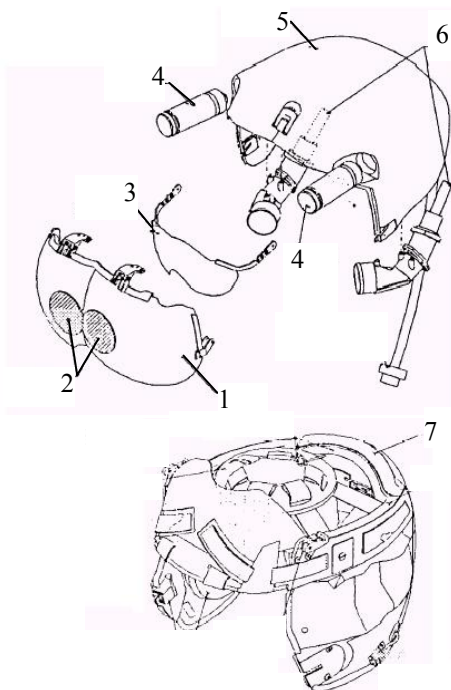
**Рис.7.4. Структурная схема и размещение нашлемной системы индикации:**

1 - источники опорного сигнала, 2 - фонарь кабины, 3 - датчики слежения за линией визирования, 4 - разъемы быстрого рассоединения, 5 - источник изображения, 6 - датчик положения кресла, 7 - предусилитель, 8 - пульт управления, 9 - данные картографирования кабины, 10 - следящий процессор, 11 - генератор символов, 12 - мультиплексный канал взаимодействия с БРЭО

## **Шлем**

Шлем НСИ унаследовал ряд функций, которые необходимо выполнять для защиты пилота и поддержания его жизнедеятельности: защита от ударов,

излучения, шума, аудиосвязь, крепление кислородной маски. Кроме того, он служит платформой для крепления других частей НСИ – оптических и электронных. Первоначально к шлему просто стали предъявлять дополнительные требования, связанные с индикацией. Брали серийный шлем и навешивали на него дополнительные элементы. Результат оказывался не очень



**Рис.7.5. Устройство шлема:**

*1 - визор, 2 - зоны индикации, 3 - противобликовый визор, 4 - трубки усилителя изображения, 5 - внешний защитный шлем, 6 - источники изображения (ЭЛТ), 7- внутренний шлем*

хорошим, т.к. он являлся компромиссом в отношении этих двух групп требований. Поэтому современные шлемы НСИ разрабатываются специально для этого применения.

Получила распространение концепция двойного шлема, которая позволяет примирить противоречивые требования, налагаемые на шлем, как на защитное средство и как на устройство индикации.

Такой шлем на самом деле состоит из двух шлемов – внутреннего и внешнего (рис.7.5). Каждый из них специализируется на выполнении определенных функций. Внутренний шлем обеспечивает защиту от механических повреждений, удобство, дыхание, связь, охлаждение головы, он индивидуально подгоняется под каждого пилота. Внешний шлем обеспечивает индикацию, слежение за направлением взгляда, ночное зрение, защиту от лазерного излучения. Подгонка внешнего шлема к внутреннему не требуется: их присоединение унифицировано.

### ***Источник изображения***

Источник изображения монтируется в боковой или верхней части шлема. В простых НСИ, используемых только для прицеливания, изображение прицела создается при помощи светодиодов. Для полноценной индикации единственными возможными источниками изображения для НСИ до настоящего времени являлись миниатюрные электронно-лучевые трубки (11-19 мм в диаметре, 75-100 мм в длину, масса 45-75 г), так как только они могли обеспечить достаточную яркость изображения. Используются монохромные ЭЛТ с зеленым цветом свечения.

Но ЭЛТ имеет ряд недостатков: относительно большую массу и размеры (прежде всего, длину), большое потребление энергии и, соответственно, большое выделение тепла, необходимо подводить в шлем высокое напряжение

(8-13 кВ), что создает опасность для пилота, особенно при катапультировании, так как размыкание цепи вызывает искрение, способное привести к взрыву.

В последнее время появились технологии, позволяющие создавать плоские миниатюрные дисплеи, которые не имеют недостатков ЭЛТ. Наиболее вероятными кандидатами на замену ЭЛТ в нагнетных системах индикации являются жидкокристаллические, электролюминесцентные и плазменные дисплеи. За рубежом уже существуют монохромные желтые электролюминесцентные дисплеи на активных матрицах с диагональю 12 мм, ЖКИ с диагональю 25 мм, в ближайшем будущем ожидается появление цветных электролюминесцентных микродисплеев с диагональю 25 мм, а также монохромных зеленых дисплеев на основе органических светоизлучающих диодов. Появились и НСИ на базе жидкокристаллических панелей.

Для ЖКИ проблемой в настоящее время является создание подсвета с нужными характеристиками:

- высокая светоотдача (40 лм/ватт),
- высокая яркость (6000 кд/м<sup>2</sup>),
- большой срок службы (30000 ч),
- широкий диапазон регулирования яркости (5000:1),
- маленький размер (диагональ 5 см).

Подсвет может быть размещен и вне шлема, но тогда требуется еще большая яркость (с учетом потерь на передачу).

### ***Оптическая система***

Оптическая система выполняет фокусировку и коллимацию изображения, при этом она должна обеспечить:

- нужное поле зрения,
- достаточное расстояние от глаз до оптики (для свободного бокового движения глаз, а также для размещения очков и защитной маски),
- достаточный объем зоны в которой обеспечивается требуемое поле зрения, чтобы компенсировать движение глаз, вибрацию, сползание шлема.

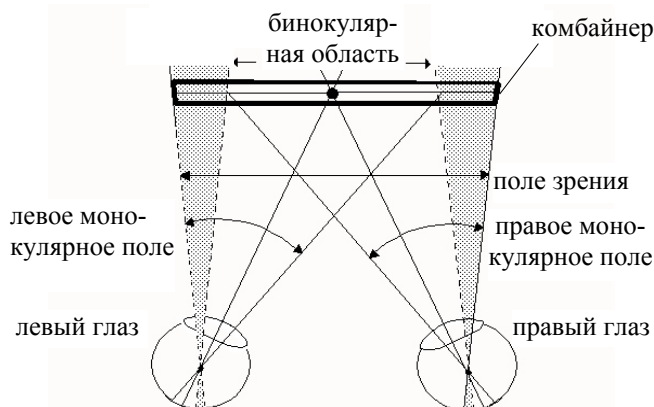
Простая оптическая система содержит светоделительный элемент, как и в ИЛС называемый *комбайнером* (combiner). Он расположен перед глазом пилота. Название этого элемента отражает тот факт, что он комбинирует изображение внешнего мира с отраженным изображением, создаваемым источником изображения в шлеме. Как и в случае ИЛС существует два типа таких оптических систем – рефрактивный и катадиоптрический (см.раздел 6.1).

Иногда комбайнер помещают между двумя призматическими линзами, что позволяет обеспечить стабильность его положения и увеличить расстояние от глаз до оптики (при заданном поле зрения).

НСИ могут быть монокулярными, бикулярными и бинокулярными. В *монокулярных* изображение видится одним глазом, в бикулярных и бинокулярных – двумя. Соответственно, в монокулярных НСИ – один

комбайнер (рис.7.1, рис.7.8,а), в биокулярных/бинокулярных - два (рис.7.8,б,в). Разница между бинокулярными и биокулярными НСИ заключается в том, что в *бинокулярных* изображение получается от двух разнесенных в пространстве источников изображения, а в *биокулярных* обеспечивается два одинаковых изображения от одного источника, т.е. с одной и той же перспективы. Биокулярные НСИ обладают одним из достоинств бинокулярных систем – надежностью различения, так как изображение видится не одним, а двумя глазами, но биокулярные системы не обеспечивают свойственного бинокулярным НСИ ощущения глубины изображения.

В биокулярных и бинокулярных НСИ изображение для обоих глаз обычно полностью перекрывается. Однако при большом поле зрения масса и размер оптической системы получаются очень большими, поэтому используют частичное перекрытие изображений из двух оптических каналов. Тогда поле зрения содержит центральную бинокулярную зону, видимую двумя глазами, и две крайних монокулярных области, каждая из которых видится только одним глазом (рис.7.6).



**Рис.7.6. Бинокулярная система с частичным перекрытием поля зрения**

Как известно, такое разделение свойственно человеческому зрению вообще, однако зона бинокулярного перекрытия у человека гораздо больше, чем та, которую обеспечивают нашлемные системы:  $120^\circ$  против  $50^\circ$  у лучших НСИ. Вследствие того, что видимые двумя глазами изображения не соответствуют друг другу, возникают различные нежелательные эффекты, в частности, на границе бинокулярной зоны могут наблюдаться серпообразные области затемнения или вообще изображение воспринимается не как цельное, а как состоящее из трех отдельных фрагментов – правого, левого и центрального (бинокулярного). Чем меньше размер бинокулярной зоны, тем чаще наблюдаются эти явления. Кроме того, при неполном перекрытии бинокулярной зоны зрения человека ухудшаются различные характеристики, например, увеличивается время поиска цели.

В некоторых НСИ оптическая система проецирует изображение не на специальный комбайнер, а прямо на визор, откуда оно отражается в глаза пилота (рис.7.7). Естественно, визор в этом случае не обычный, он сам представляет собой комбайнер: имеет специальное голографическое покрытие,

отражающее свет только определенной длины волны, и специальную форму, обеспечивающую коллимацию изображения. Достоинством проекции на визор является меньший вес, улучшенная центровка шлема (минимальное смещение центра тяжести), большее расстояние до глаз, минимальное перекрытие поля зрения элементами конструкции. При малом весе такой шлем имеет более широкое поле зрения. Основными недостатками является ухудшение изображения из-за вибрации, когда визор смещается от идеального положения, ухудшение голограмм от влажности и температуры, а также то, что от субстрата, на который наносится голографическое покрытие, требуются хорошие оптические свойства, а стандартные материалы, из которых изготавливаются визоры, ими не обладают. Примеры систем с проекцией на визор шлема показаны на рис.7.8, г-е.

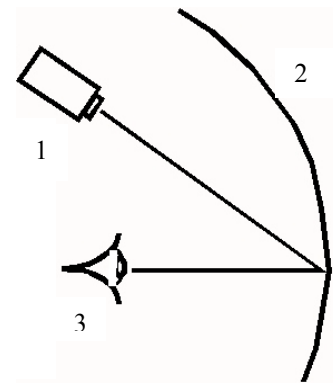


Рис.7.7. Схема проекции на визор:  
1 – проекционное устройство, 2 – визор, 3 – глаз

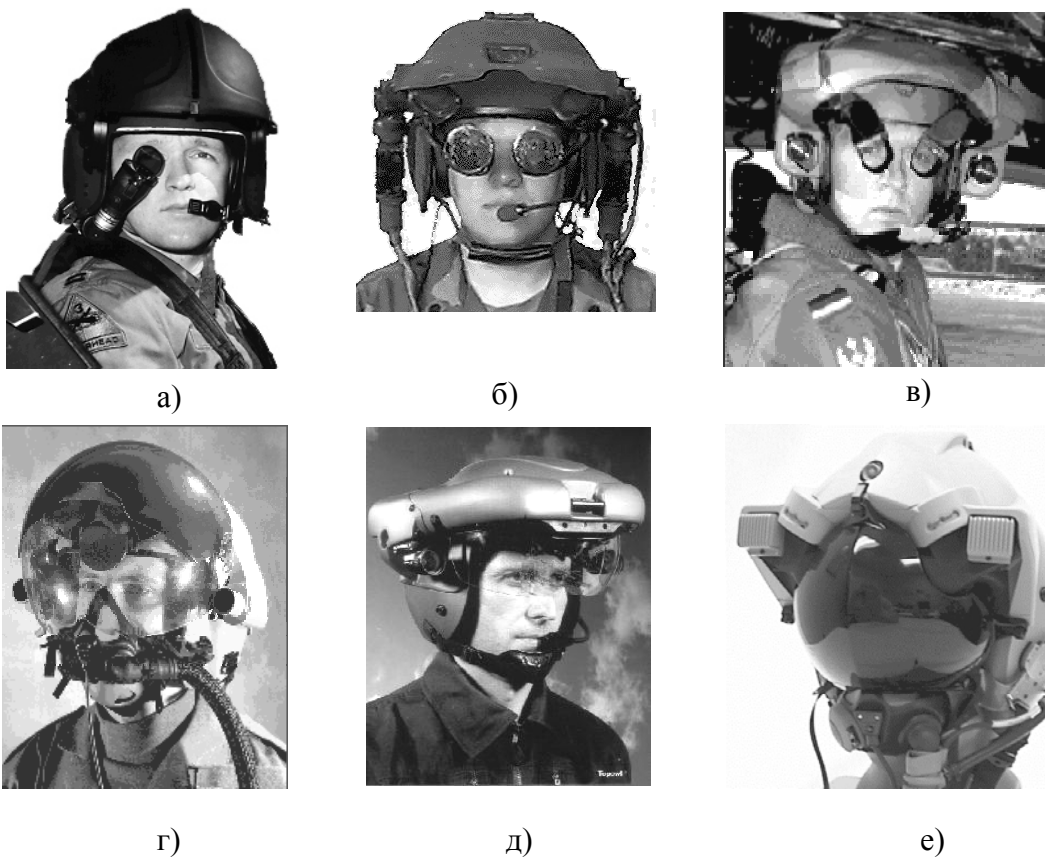


Рис.7.8. Нашлемные системы индикации:

а – *Integrated Helmet and Display Sighting System IHADSS (Honeywell)*, б - *Helmet Integrated Display Sight System HIDSS (Kaiser Electronics)*, в - *Knighthelm Integrated Helmet System (BAE Systems)*, г – *Helmet Mounted Display System HMDS (BAE Systems)*, д - *Topowl (Thales Avionics)*, е - макет шлема *Next Generation Helmet -NGH (Vision Systems Int.)* для перспективного истребителя F-35

## *Средства слежения за взглядом*

Средства слежения за взглядом (ССВ) следят в реальном масштабе времени за взглядом пилота (линией визирования) по положению его головы или глаз. Разработан ряд способов определения направления взгляда, использующих различные физические принципы. При этом направление взгляда определяют по линии визирования головы или глаз.

Средства слежения за линией визирования головы бывают нескольких типов: электромагнитные, электрооптические, акустические (ультразвуковые), механические, инерциальные. Кроме них используются и другие способы, которые здесь не упоминаются из-за своей явной непригодности к авиационному применению или неготовности научной базы.

*Электромагнитные ССВ* содержат источник сигнала в виде электромагнитной катушки, создающей магнитное поле, которое наводит ток в расположенном поблизости приемнике. Величина этого наводимого тока является функцией удаленности приемника от катушки и его ориентации относительно нее. Чтобы учесть все 6 степеней свободы головы, в источник сигнала встраивают три ортогональные катушки, излучающих три ортогональных низкочастотных магнитных поля, каждое из которых воспринимается отдельным приемником. Основываясь на измерениях трех приемников можно определить и положение, и направление головы.

Электромагнитные ССВ в зависимости от формы возбуждающего тока бывают переменного и постоянного тока. В переменных возбуждение излучающей катушки производят синусоидальным током, в постоянных – импульсами постоянного тока.

Достоинствами метода являются:

- простота реализации (и следовательно – дешевизна),
- компактность,
- возможность получить довольно высокую точность (при учете помех в кабине),
- минимальное влияние на конструкцию кабины,
- способность обеспечивать слежение с 6 степенями свободы,
- источник сигнала можно заслонять, на работе приемника это не сказывается.

Источник сигнала устанавливают в кабине, а приемники крепят на шлеме пилота. Это создает определенные проблемы, так как из соображений точности расстояние между приемником и источником должно быть небольшим, поэтому лучше устанавливать источник вблизи головы пилота, но из соображений безопасности при катапультировании этот источник не должен быть задет (следует учитывать и случай отказа автоматики сброса фонаря), поэтому в ближайших окрестностях кресла его разместить сложно. Приходится выбирать неоптимальное с точки зрения точности расположение, например, электромагнитный источник для системы JHMCS прикреплен к боковой части кресла в районе локтя пилота.

Серьезной проблемой электромагнитных ССВ является чувствительность к искажениям магнитного поля, производимым:

- а) металлическими предметами в кабине;
- б) источниками электромагнитного поля в кабине.

Первый вид искажений связан с тем, что паразитные токи, создаваемые в находящихся поблизости металлических предметах, особенно в верхней части кресла, генерируют магнитные поля, искажающие излучаемое магнитное поле. В устройствах постоянного тока удается избавиться от этого вида помех за счет того, что измерение производится не в момент подачи импульса, а несколько позже, когда паразитные токи затухают.

Второй вид искажений создают, например, ферромагнитные объекты, мониторы на ЭЛТ. Они проявляют себя как в переменных, так и в постоянных электромагнитных ССВ.

Для обеспечения необходимой точности приходится предварительно производить картографирование кабины. Так как кресло может изменять свое положение, приходится делать картографирование для нескольких положений кресла, а на кресло ставить датчик, определяющий его текущее положение. Результирующая компенсация хорошо работает только в 90% области картографирования, в «углах» ошибка может достигать 3-5°. К тому же область картографирования обычно охватывает не всю кабину, а только «рабочие» положения головы пилота, за пределами этой области ошибка может быть очень большой, до 30°.

При использовании электромагнитных ССВ переменного тока картографирование нужно делать для каждой кабины. Электромагнитные ССВ постоянного тока требуют однократного картографирования для данного типа ЛА. Однако при изменении состава кабины картографирование приходится повторять.

Другие недостатки метода: ограниченная зона слежения, определяемая размером картографированной области, и дрейбзг сигнала.

*Электрооптические ССВ* бывают нескольких видов: инфракрасные, стерео- и мультископические, видеометрические, сканирующие.

*Инфракрасные* средства слежения содержат инфракрасные излучатели и фотодиоды-приемники. Сигнал в приемнике позволяет вычислить расстояние до соответствующего излучателя и тем самым определить положение и ориентацию головы. В качестве приемников сигнала могут использоваться видеокамеры, а также линейки или матрицы на основе приборов с зарядовой связью (ПЗС-матрицы). Например, в нашлемной системе целеуказания «Сура» (ЦКБ «Арсенал») визирно-реперное устройство (рис.7.1) содержит три инфракрасных светодиода, которые по команде из блока управления поочередно излучают световые импульсы. Синхронно с излучением работают воспринимающие его фотоприемники, расположенные в двух миниатюрных блоках, монтируемых справа и слева от ИЛС (рис.7.9). Изображение на фотоприемник проецирует поворотная призма, следящая за смещением головы.

Блок управления управляет работой всех устройств и вычисляет положение линии визирования по результатам 6 измерений времени поступления в фотоприемники световых импульсов от светоизлучающих диодов.

В *мультископических* используется несколько видеокамер, разнесенных в пространстве и наблюдающих за каким-нибудь очертанием объекта. По замеренной текущей величине этого очертания и известной (калиброванной) величине очертания можно вычислить текущее расстояние до объекта. Использование нескольких видеокамер позволяет путем триангуляции точно вычислить расстояние до определенной точки объекта. Наблюдение за несколькими очертаниями позволяет определить положение объекта в пространстве.



Рис.7.9. Верхняя часть приборной доски МиГ-29СМТ

Простейшая стереоскопическая ССВ содержит две камеры и по принципу действия соответствует человеческому зрению: наблюдение предмета с разных позиций позволяет определить расстояние до него.

Разновидностью мультископических систем слежения является ССВ, наблюдающая за характерной объемной формой, каким-либо образом созданной на объекте. Это может быть объемная фигура, прикрепленная к объекту, например, куб. По текущему размеру и расположению его граней можно судить о положении объекта в пространстве. Объемная фигура может быть создана и группой инфракрасных светодиодов или иных излучателей, закрепленных на внешней стороне шлема.

Частота определения положения может быть как очень высокой, так и очень низкой: все зависит от средств обработки изображения.

Проблемой такого рода систем, как и всех видов электрооптических систем, является опасность потери контроля, если пилот или какой-то предмет заслонит наблюдаемое очертание. Выходом из этого положения является увеличение количества видеокамер: если заслонена одна, другие продолжают работу.

Недостатком метода является чувствительность к световым помехам (засветкам, бликам).

Характеристики мультископических ССВ:

- точность 2–15 мрад/0,1–0,45 мм;



- разрешающая способность 1/1000 поля зрения камеры/0,1–0,5 мм;
- диапазон 9–27°;
- частота определения положения 50–400 Гц;
- задержка 40 мс.

*Видеометрические ССВ* – это те же мультископические, в которых подвижная и неподвижная части поменялись местами: группа видеокамер (не менее 4) крепится на шлеме и нацеливается на расчерченную опорную поверхность. Хотя этот метод обеспечивает лучшую разрешающую способность, чем мультископический, для авиационного применения он малоприменим: усложняется и утяжеляется конструкция шлема, а в кабине не удастся разместить опорную поверхность достаточного размера.

*Сканирующие ССВ* используют сканирующий луч (например, лазерный) и закрепленный на шлеме приемник. По интервалу попадания луча на поверхность приемника можно определить расстояние между ними. Используя два и более лучей, два и более приемников можно определить не только расстояние, но и положение шлема в пространстве. Для этого сканирующие излучатели, как и приемники должны находиться на некотором удалении друг от друга. Погрешность таких средств слежения составляет 2-25 мрад.

*Ультразвуковые ССВ* содержат установленные на опорной плоскости три или более приемника, а на шлеме – три или более ультразвуковых излучателя (преобразователи пьезоэлектрического, электромагнитного, электростатического или других типов). Взаимное расположение приемников, как и источников, заранее точно известно. Каждый источник поочередно излучает ультразвуковой импульс, а источники принимают его. Время излучения каждого источника устанавливается заранее, поэтому при известной скорости звука можно при приеме ультразвукового импульса вычислить расстояние до излучателя. Прием импульса тремя приемниками позволяет точно определить положение излучателя относительно приемников (триангуляция). Прием сигналов от трех излучателей позволяет определить ориентацию в пространстве плоскости излучателей, а вместе с ней – и шлема.

Достоинствами метода являются:

- компактность и легкость устройств;
- возможность определения положения с учетом всех 6 степеней свободы.

Основные недостатки ультразвуковых систем слежения, из-за которых они пока не нашли широкого применения в авиационных НСИ - чувствительность к помехам (ультразвуковому шуму) и необходимость обеспечения высокой точности при монтаже.

Другие недостатки:

- скорость звука на самом деле не постоянна, а зависит от влажности, давления, температуры, поэтому такие ССВ чувствительны к внешним воздействующим факторам;
- невысокая частота определения положения (при поочередном излучении).

Характеристики ультразвуковых ССВ:

- точность  $0,1-0,6^\circ/0,5-6$  мм;
- разрешающая способность  $0,02-0,5^\circ/0,1-0,5$  мм;
- диапазон  $45^\circ$ ;
- частота определения положения  $25-200$  Гц;
- задержка  $40$  мс.

Существует также разновидность ультразвуковых ССВ, определяющая расстояние между объектом и опорной точкой по сдвигу фаз между двумя синусоидальными звуковыми волнами, одна из которых излучается передатчиком на шлеме, а другая – самим приемником на опорной поверхности. Эта разновидность ССВ позволяет повысить частоту определения положения, но страдает от другого недостатка: так как измеряется не абсолютное положение, а относительное перемещение, со временем накапливается ощутимая ошибка.

**Механические ССВ** предполагают подвижную механическую связь (например, шарнирную) между объектом и опорной поверхностью. Звенья механической связи снабжаются датчиками угловых перемещений. Таким образом можно отслеживать все 6 степеней свободы объекта – все зависит от сложности механизма.

Характеристики механических ССВ:

- точность  $0,1-2,5$  мм;
- разрешающая способность  $0,15-1^\circ/0,05-1,5$  мм;
- диапазон  $40^\circ$ ;
- частота определения положения до  $300$  Гц;
- задержка  $3$  мс.

Такой вид средств слежения нашел широкое применение в наземных приложениях. Для авиационного применения проблемой является наличие жесткой связи пилота с конструкцией ЛА. Недопустимо, чтобы что-нибудь ограничивало свободу движений пилота. Канадское исследовательское агентство СAE экспериментально продемонстрировало на вертолете, что при правильном конструировании этот недостаток можно свести к минимуму и сделать механическую связь практически неощутимой. Другой серьезный недостаток механических ССВ заключается в том, что они представляют собой потенциальную опасность при чрезвычайных событиях (катапультировании, взрывах, ударах и т.п.). В этом отношении такие ССВ не могут конкурировать с другими типами средств слежения, поэтому в настоящее время они на борту не применяются.

**Инерциальные ССВ** используют механические гироскопы или акселерометры.

В гироскопических ССВ на объекте закрепляют гироскопы и об ориентации объекта судят по величине отклонения сохраняемой первоначальной ориентации оси ротора гироскопа от текущего направления.

Для определения положения шлема в пространстве требуется закрепить на нем, как минимум, два гироскопа.

Основным достоинством гироскопических средств слежения является их независимость: отпадает необходимость в опорном устройстве – приемнике или источнике сигнала.

Недостатки:

- большая погрешность, вызванная дрейфом гироскопов со временем;
- для головы это устройство довольно громоздко.

Характеристики гироскопических ССВ:

- точность  $0,2^\circ$ , статический дрейф  $0,01^\circ$ , динамический дрейф  $0,25^\circ/\text{с}$ ;
- разрешающая способность  $0,032^\circ$ ;
- диапазон  $130^\circ$  по азимуту,  $360^\circ$  по крену;
- частота определения положения 50 Гц.

В инерциальных средствах слежения, использующих акселерометры, измеряется угловое ускорение объекта (в нашем случае – головы) вдоль ортогональных осей. Двойное интегрирование ускорения вдоль оси позволяет вычислить величину смещения. Существует много типов акселерометров – термические, пьезорезистивные, емкостные и т.д.

Достоинствами метода является компактность и легкость устройства, а также, как и у гироскопических ССВ, независимость.

Недостатком метода является существенная погрешность, возникающая при интегрировании.

Промышленные образцы, использующие этот метод, неизвестны.

В авиационных НСИ в настоящее время применяются только два типа средств слежения - электромагнитные и электрооптические. Наиболее широко распространены электромагнитные ССВ, они используются, например, в нацеленных системах индикации JHMCS, Topsight, Striker, Geo-HMTS1. Электрооптические ССВ применяются, например, в НСИ Guardian, «Щель», «Сура».

Механические, акустические и инерциальные средства слежения в настоящее время в авиации не используются.

Общей тенденцией в авиационных НСИ является переход от более простых ССВ к более совершенным. Наряду со слежением за линией визирования головы в последнее время пристальное внимание уделяется слежению за линией визирования глаз. Слежение за глазами используется в нацеленной системе индикации Next Generation Helmet истребителя F-35. Известно, что в этом направлении работает и британское исследовательское оборонное агентство QuinetiQ.

**Средства слежения за линией визирования глаз** имеют значительные преимущества по сравнению со всеми способами слежения за линией визирования головы. Определение направления взгляда по линии визирования головы – не прямой, а косвенный метод, на самом деле по линии визирования головы невозможно однозначно определить, куда смотрит пилот: взгляд может

существенно отклоняться от направления головы за счет движения глаз - на  $\pm 20^\circ$ . Фактически точность всех способов слежения за поворотом головы ограничена этой величиной, в пределах  $\pm 20^\circ$  от линии визирования головы пилот может смотреть куда угодно. Определение направления взгляда по глазам, напротив, прямой метод, правда, тоже имеющий свою зону неопределенности, но гораздо меньшего размера. Зона неопределенности сканирования глаз обусловлена тем, что человек так позиционирует свой глаз, чтобы интересующее его изображение проецировалось на зону сетчатки с максимальной разрешающей способностью, *fovea*. Если оно в нее попадает, то нет необходимости наводить глаз точнее. Угловой размер *fovea* составляет около  $1^\circ$ , поэтому примерно такой же будет и зона неопределенности этого метода. Таким образом, ССВ, следящие за глазами, гораздо точнее определяют, куда именно смотрит пилот.

Установочные движения глаз могут происходить со скоростью свыше  $800^\circ/\text{с}$  на угол до  $40^\circ$ . Скорость поворота головы, как минимум, в два раза меньше. Кроме того, при поиске объекта в пространстве еще во время движения головы глаза делают скачок вперед и обнаруживают цель. После этого движение головы прекращается. Если же прицеливание осуществляется по повороту головы, пилот вынужден совершать дополнительное (и неестественное) действие - доворачивать голову в сторону цели, пока прицел не совместится с ней. Таким образом, слежение за глазами позволяет осуществлять прицеливание быстрее.

Угол обзора без учета движения глаз, только за счет поворота головы, составляет около  $90^\circ$ , а с учетом движения глаз он достигает  $140^\circ$ , действительно позволяя поражать цели «через плечо».

При значительных перегрузках, присущих воздушному бою, поворот головы затруднен, а движение глаз нечувствительно к перегрузкам и ударам.

Все способы слежения за положением головы предусматривают установку на шлем пилота каких-либо устройств – излучателей, приемников и т.п. В отличие от них инфракрасное сканирование глаз – пассивный метод, не требующий наличия на шлеме дополнительных устройств, что облегчает его вес и упрощает конструкцию. Кроме того, этот способ будет работоспособен всегда: даже при снятом шлеме можно управлять, например, индикацией.

Способы слежения за положением головы так или иначе критичны к смещению головы в сторону и хорошо работают только в некоторой достаточно ограниченной зоне положений головы. Слежение за глазами не так критично к движениям головы, область слежения ограничена только полем зрения видеокамеры, а при наличии нескольких разнесенных камер может быть какой угодно большой.

ССВ этого типа могут быть монокулярные (направление определяется по одному глазу) или бинокулярные (слежение за обоими глазами). В принципе, достаточно следить за одним глазом, т.к. обычно оба глаза движутся синхронно.

Существует несколько способов определения направления взгляда по движению глаз, например, измерение электрического потенциала в глазных мускулах при помощи расположенных вокруг глаза электродов или использование специальных контактных линз, упрощающих процедуру слежения. Эти и другие способы используются в научных исследованиях. Однако практически приемлемым способом в настоящее время является только инфракрасное сканирование глаз. При этом способе используется излучатель в виде инфракрасного светодиода и приемник в виде инфракрасной видеокамеры или многоэлементного фотоприемника. И излучатель, и приемник устанавливаются в пределах прямой видимости лица оператора (пилота). Свет, испускаемый светодиодом, отражается от глаз и улавливается видеокамерой. Так как свет инфракрасный, он не мешает нормальному зрительному процессу. Обработка изображения позволяет выделить отражение от роговицы и зрачок. По взаимному расположению можно вычислить направление взгляда. Алгоритмы обработки изображения и распознавания получаются непростыми, так как должны учитывать много факторов:

- уровень освещенности и размер зрачка могут сильно изменяться, дневной свет и инфракрасное излучение различной природы создают ощутимые помехи,

- нужно игнорировать различные несущественные факторы, например, моргание и произвольные скачки зрачка во все стороны, присущие процессу зрительной фиксации.

Несколько упростить обработку изображения позволяет размещение источника света коаксиально с камерой: тогда изображение более яркое и не зависит от цвета глаз.

### ***Электронная часть***

Электронная часть системы содержит аппаратуру, выполняющую функции:

- генератора символов;
- определения направления взгляда пилота по сигналу средств слежения;
- взаимодействие с системами ЛА, сенсорами и вооружением.

Эта аппаратура заключается в отдельный электронный блок. В шлеме находится только модуль, осуществляющий связь источника изображения и расположенных в шлеме устройств средств слежения с электронным блоком (например, по шине передачи данных).

Электронный блок устанавливается в техотсеке.

### ***Ночное видение***

Возможность видеть ночью, в тумане и других неблагоприятных условиях обеспечивается в НСИ одним из трех способов. Простейший

заключается в том, что перед вылетом на ночное задание вместо оптикоэлектронного модуля НСИ к шлему крепятся обычные очки ночного видения. Конечно, в этом случае возможность осуществлять прицеливание и пилотирование с помощью НСИ пропадает. Второй способ заключается в том, что в шлеме устанавливаются две трубки усилителей изображения (рис.7.10), которые способны воспринимать и усиливать изображение даже при самой слабой освещенности. Две трубки нужны для обеспечения бинокулярного зрения, в этом случае пилот видит картину объемно. Изображение от трубок комбинируется с символьной индикацией двумя способами – оптически или электрически (рис.7.11).

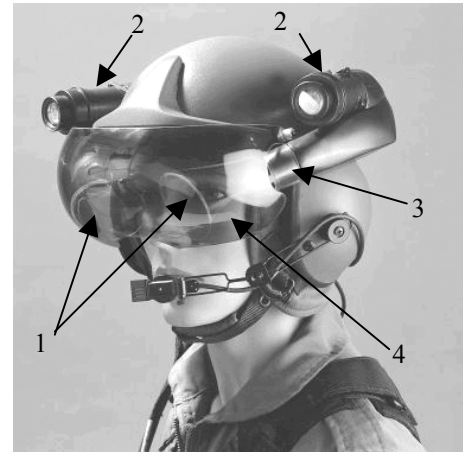


Рис.7.10. Шлем системы MiDASH: 1 – комбайнеры перед глазами, 2 – трубки усилителей изображения, 3 – проекционная ЭЛТ, 4 – защитный визор

При оптическом сложении изображений два независимых изображения совмещаются при помощи комбайнера. Трубки усилителей изображения запитывают от своей батарейки, тогда возможность ночного видения не зависит от работоспособности каких-либо других устройств и сохраняется даже при нахождении пилота вне ЛА (что бывает важно для вертолетчиков). При электронном сложении изображение от трубок усилителей изображения сначала поступает на чувствительный элемент ЧЭ, превращающий оптическое изображение в видеосигнал, который затем подается в генератор символов, где он смешиваются с символьной информацией, после чего результирующее изображение проецируется пилоту.

Третий способ обеспечения пилота «искусственным зрением» заключается в сопряжении НСИ с инфракрасной обзорной системой (ИКОС). Снаружи ЛА располагается чувствительный элемент ИКОС в поворотной турели. Сигнал из НСИ о направлении взгляда пилота передается в ИКОС, которая поворачивает турель в нужном направлении, чтобы объектив ИКОС смотрел в том же направлении, что и пилот. Видеосигнал из ИКОС передается в НСИ и видимое объективом изображение проецируется пилоту. Таким, например, образом работают в паре НСИ *Guardian* и ИКОС *NOCTUA* южноафриканского боевого вертолета *Roovialk*. На истребителе F-35 вокруг фюзеляжа самолета будет располагаться 6 неподвижных инфракрасных сенсоров. При повороте головы пилота изображение в шлеме будет переключаться с одного сенсора на другой в соответствии с текущим направлением взгляда.

Требования к нашлемной системе индикации столь различны, что система, оптимальная для одних условий применения, оказывается не подходящей в других условиях. Решением этой проблемы является модульный подход, реализованный в большинстве современных НСИ.

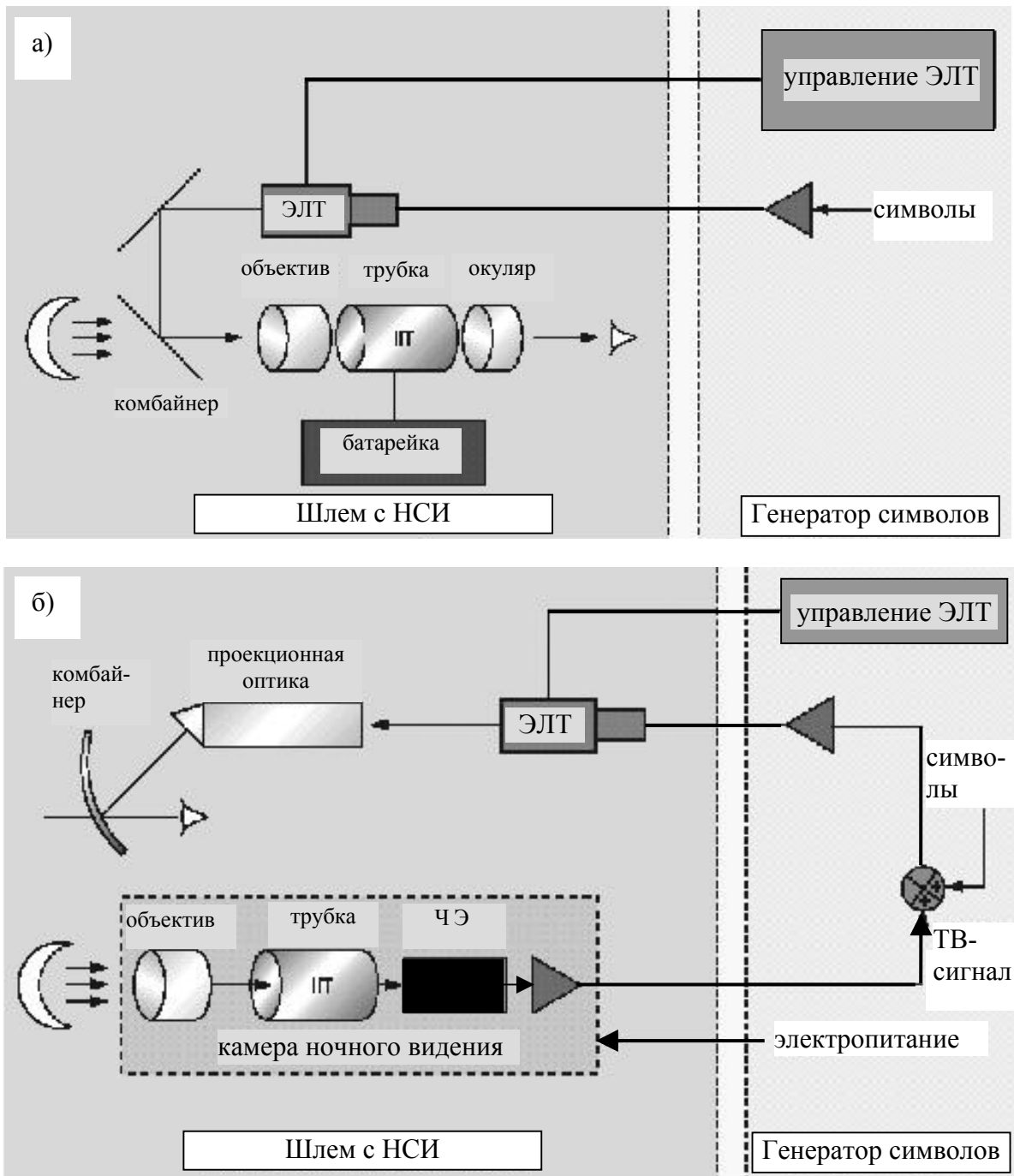


Рис.7.11. Сложение изображений [99]:  
*а – оптическое, б – электронное*

Шлем имеет модульную конструкцию, текущая его конфигурация выбирается исходя из боевой задачи. Могут быть такие конфигурации:

- просто шлем (без индикации);
- простой прицел;
- индикация для дневных условий применения;
- очки ночного видения;

- бинокулярный дисплей для дня и ночи;
  - то же плюс улучшенное ночное видение;
- НСИ для тренировки с подключением к универсальному компьютеру.

### 7.3. Характеристики нашлемных систем индикации

Шлем характеризуется:

- массой;
- положением (смещением) центра тяжести;
- степенью защиты от удара;
- антропометрическим диапазоном с учетом возможности подгонки шлема под конкретного пилота;
- характеристиками акустической системы (головных телефонов и микрофона);
- усилением, при котором происходит автоматическое отделение шлема от головы.

К шлему предъявляется ряд требований:

- он должен быть удобен, легок, стабильно закреплен на голове, должен иметь оптимально расположенный центр тяжести;
- не должен ограничивать свободу движений;
- не должен ограничивать обзор;
- должен иметь минимальные размеры, чтобы оставался зазор между шлемом и креслом и чтобы он не препятствовал обзору верхней полусферы;
- должна быть предусмотрена подгонка шлема индивидуально под каждого пилота;
- должен предусматривать подключение кислородной маски и ее фиксацию, а если кислородная маска выполняется воедино со шлемом, то должен обеспечиваться положительный перепад давления воздуха, гарантирующий дыхание пилота в случае потери сознания;
- должен содержать наушники, обеспечивающие пилоту качественную связь в диапазоне частот 100-5500 Гц;
- должен значительно ослаблять внешние звуки (для частоты 100 Гц считается нормальным ослабление 10 дБ, для 1000 Гц – 20 дБ, для 4000 Гц – 40 дБ);
- визор не должен находиться слишком близко к глазам, под ним могут размещаться очки и защитная маска, нормальным считается расстояние более 50 мм;
- должен обеспечивать защиту пилота при аварии вертолета и при катапультировании из самолета, в частности должен быть устойчив к ударам с ускорением  $200 \text{ м/с}^2$ .

Масса шлема не должна превышать 2,5 кг. Современные шлемы НСИ обычно весят около 1,5 кг без кислородной маски, 1,8 кг со встроенной маской, 2,2 кг с трубами усилителей изображения.



Источник изображения характеризуется:

- разрешающей способностью;
- яркостью, диапазоном и равномерностью яркости;
- контрастом изображения;
- хроматическим диапазоном;
- размером изображения;
- величиной искажений;
- массой и размером;
- равномерностью яркости.

Необходимая разрешающая способность источника изображения может быть подсчитана исходя из разрешающей способности глаза, которая составляет примерно 1 угловую минуту. При поле зрения  $40^\circ$  разрешающая способность НСИ должна составлять не менее 2400 пикселей в каждом направлении (с учетом проблем, возникающих при дискретизации изображения, желательно иметь не менее 3400 пикселей), а для широкого поля зрения желательно иметь разрешение  $5000 \times 5000$  для каждого глаза. В настоящее время такое разрешение недостижимо, максимально возможное – 1280 пикселей, что соответствует полю зрения только  $20^\circ$ . Способом, позволяющим преодолеть трудности с недостаточным разрешением, является диффузия (расфокусирование) изображения. Такое «смазанное» изображение практически не снижает остроты зрения.

Требования американских военных по разрешающей способности, предъявляемые к перспективным НСИ –  $1280 \times 1024$  пикселя.

Яркость источника изображения, с учетом высокой внешней освещенности и больших потерь в оптической системе (до 80%), должна быть очень велика, желательно иметь яркость не менее  $4500 \text{ кд/м}^2$ . Опытным путем было установлено, что минимально необходимое число градаций яркости ЭЛТ составляет 6. Неравномерность яркости в пределах всего поля индикации не должна быть более 50%, а на соседних участках изображения не должна превышать 10-20%.

Необходимый контраст изображения зависит от многих факторов: типа визуальной работы (поиск цели, считывание данных и т.п.), условий наблюдения (уровень освещенности, наличие в поле зрения блестящих объектов, размеров поля индикации), типа информации (текст, символы, графика, видео), других характеристик НСИ (разрешающей способности, цветности, дрожания и др.). В целом можно считать, что требования по контрасту изображения для НСИ такие же, как для индикаторов на приборной доске (таблица 5.3).

Площадь экрана источника изображения должна быть не менее  $20 \times 20$  мм. Площадь экрана определяется полем зрения ( $25^\circ \times 50^\circ$ ), расстоянием от экрана до глаз (не менее 25 мм) и размером выходного зрачка.

Оптическая система характеризуется:

- светопередачей;
- спектральной передачей;
- расстоянием от оптики до глаза;
- призматической девиацией;
- абберациями (сферической, хроматической, астигматической);
- размером и формой выходного зрачка;
- массой и размерами;
- полем зрения.

Чтобы превратить маленькое изображение в широкоугольную проекцию на визоре требуется мощная оптика. При этом если глаз не находится в правильной оптической точке, возникают большие искажения. Поэтому выходной зрачок системы должен быть не менее 15-17 мм.

К визору предъявляется ряд специфических требований:

- он должен быть износоустойчив, для чего на него с обеих сторон наносят резистивное покрытие;
- он должен выдерживать воздействие воздушного потока при катапультировании (скорость воздушного потока может составлять до 1100 км/ч);
- он должен обеспечивать защиту от лазерного излучения (если не предусмотрен отдельный визор именно для этой функции);
- он должен защищать пилота от воздействия вредного ультрафиолетового излучения (средняя спектральная передача при длине волн 250-320 нм менее 1%).

НСИ должна быть безопасной для пилота. Это подразумевает:

- при катапультировании или при срочном покидании машины на земле подключенные к шлему кабели должны надежно разъединяться;
- при резких порывах ветра во время катапультирования шлем должен безопасно отделяться от головы;
- не должно быть угрозы электрического шока (при запитке ЭЛТ используется анодное напряжение порядка 7-10 кВ);
- не должно быть риска ранения элементами оптики в шлеме;
- при нештатном катапультировании через фонарь кабины не должно быть угрозы ранения источником сигнала, который используется для определения положения головы (обычно крепится в районе головы пилота).

Средства слежения за взглядом характеризуются:

- точностью;
- разрешающей способностью;
- размером рабочей зоны;
- частотой определения направления.

Средствами слежения в значительной мере обусловлена и такая характеристика НСИ, как задержка индикации – задержка между индицируемым изображением и действительным положением головы/глаз.

Точность, необходимая для применения неуправляемого оружия, должна быть не хуже возможностей ИЛС. Допустимая погрешность составляет не более 2-5 мрад (7-17 угловых минут). Следует заметить, что такую высокую точность необходимо обеспечить в узкой передней области ЛА, где применяется неуправляемое оружие – пушки, пулеметы, снаряды и т.п. В остальных областях пространства будет применяться высокоточное оружие с углом захвата не хуже  $2^\circ \times 2^\circ$  (инфракрасные ГСН), поэтому за пределами передней зоны примерно  $10^\circ \times 10^\circ$  погрешность ССВ в  $1^\circ$  может быть признана приемлемой. Эта погрешность устроит и для индикации информации, которая должна меняться в зависимости от направления взгляда пилота (синтезированный рельеф, изображение от ИКОС и др.)

Желательно, чтобы ССВ не ограничивали возможности пилота. Исходя из этого можно определить диапазон работы средств слежения равным диапазону поворота головы и глаз пилота. Без поворота головы и глаз пилот может ясно видеть зону в пределах телесного угла  $\varnothing 10^\circ$ . С поворотом головы и наклоном туловища зона удобного обзора увеличивается до  $53^\circ$  влево/вправо,  $42^\circ$  вверх и  $57^\circ$  вниз. Максимальный угол поворота головы по горизонтали составляет менее  $90^\circ$ .

Глаз может свободно сканировать в пределах  $\pm 20^\circ$  от линии визирования головы. Максимально с поворотом глаз размер зоны обзора увеличивается до углов  $31^\circ$  влево/вправо и  $23^\circ$  вверх/вниз. Таким образом, с учетом поворота головы и глаз, желательно, чтобы область работы ССВ охватывала:  $120^\circ$  влево/вправо ( $90^\circ$  голова +  $31^\circ$  глаза) и  $65^\circ$  вверх ( $42^\circ$  +  $23^\circ$ ). Угол наклона головы может быть  $\pm 45^\circ$ .

Нижняя часть пространства закрыта конструкцией самолета, поэтому для управления оружием эта зона не важна. Но учитывая необходимость использования ССВ для решения других задач, когда пилот смотрит на приборную доску и боковые панели целесообразно предъявить к ССВ требование по обеспечению слежения при взгляде пилота вниз в том же диапазоне, что и вверх -  $65^\circ$ .

Скорость поворота головы может достигать  $350^\circ/\text{с}$ , ускорение - до  $5000^\circ/\text{с}^2$ . Установочные движения глаз могут происходить со скоростью свыше  $800^\circ/\text{с}$  и ускорением свыше  $2000^\circ/\text{с}^2$ . Прицеливание при этом производится не может, но для ориентации в пространстве изображение на НСИ должно меняться правдоподобно. Известно, что динамическая погрешность ССВ в зоне постоянного пребывания ( $\pm 30^\circ$  по азимуту,  $\pm 65^\circ$  по углу места) должна быть не более 30 мрад/с.

Для удобного прицеливания необходимо обеспечить слежение при перемещении головы в пространстве объемом не менее  $0,04 \text{ м}^3$ .

К разрешающей способности ССВ можно подойти с точки зрения соответствия ее возможностям человека. Разрешающая способность зрения человека в центре глаза составляет около 1 угловой секунды, но в целом в

пределах зоны ясного видения можно считать удовлетворительной разрешающую способность в 3 угловые минуты при условии что отдельные пиксели изображения неразличимы.

Частота определения позиции должна быть не ниже частоты обновления информации на НСИ. Желательно иметь эту частоту не менее 100 Гц.

Известно, что задержка индикации в 20 мс уже ощутима, а задержка в 40 мс уже заметно влияет на качество выполняемых пилотом функций. Желательно, чтобы величина задержки не превышала 16 мс.

Суммарная задержка, включающая в себя не только задержку индикации в НСИ, но также задержку определения линии визирования и задержку отработки заданного положения сенсором (головкой самонаведения, оптико-локационной станцией, ИКОС), не должна превышать 40 мс. Выполнить это требование сложно, поэтому выход может быть найден в предсказании линии визирования, исходя из динамики поворота головы/глаз.

Основные характеристики современных зарубежных НСИ, предназначенных для самолетов, приведены в таблице 7.1, зарубежных НСИ для вертолетов – в таблице 7.2.

Серийные НСИ - монокулярные дневные системы. В ближайшем будущем качество нашлемных индикаторов должно улучшиться. Ведутся работы, которые позволят нашлемной индикации стать бинокулярной, с увеличенным углом зрения, с повышенной яркостью, с повышенной точностью, с высокой разрешающей способностью.

Таблица 7.1

## Характеристики наשלмных систем индикации для истребителей

Фирма, тип системы	Vision Sys., DASH	Vision Sys., JHMCS	Thales, Guardian	BAE Systems Crusader	BAE Systems HMDS	Thales, Topsight	Thales, Topnight	Vision Sys., NGH	Геофизика- НВ, Geo-HMTS1
Применение	F-4/5/15/16, Су-25К	F-15/16/22, F/A-18E/F	Gripen		Eurofighter, F-16 Block60	Rafale		F-35	
Тип (моно/бино/био)	моно	моно	моно/бино	бино <sup>(1)</sup>	бино	моно	бино	бино	моно
Поле зрения	Ø20°	Ø20°, прицел 27,5°x60°	Ø20°, ночью Ø40°	Ø40°	Ø40°	Ø20°	40°x30°	50°x30°	20°x15°
Выходной зрачок, мм	15	16-18	16					15	
Расстояние от оптики до глаз, мм	50	50				60	60	50	
Источник изображения	ЭЛТ	ЭЛТ 0,5", светодиоды	ЭЛТ	ЭЛТ 1"	ЭЛТ	ЭЛТ 0,5"		ЖК	AMEL
Яркость, кд/м <sup>2</sup>									2000
Разрешающая способность	500 строк								640x480
Ночное видение	FLIR	FLIR	трубки и FLIR	трубки	трубки	нет	трубки, FLIR, TV	ИКОС	трубки
Тип системы слежения		эмг	оптическая	оптическая		эмг	эмг	по глазам	эмг
Погрешность целеуказания, мрад	6-10		5		57 (1°)			как у ИЛС	4,4
Масса шлема, кг	1,9	1,9 (0,6) <sup>(2)</sup>	1,6 в дневн. вар-те	1,9 день, 2 день/ночь		1,8	1,8	1,9	(0,5)
Наработка на отказ, ч	2000	1000						1000	
Шлем	спец.	модиф. HGU-55	спец., 2 части	спец., 2 части	спец., 2 части	модульн.		спец.	станд. ЗШ-7

Примечания. <sup>(1)</sup> бинокулярная с частичным наложением; <sup>(2)</sup> в скобках указана масса наשלмного узла

Сокращения: AMEL – активноматричная электролюминесцентная панель; FLIR – инфракрасная система переднего обзора, ИКОС – инфракрасная обзорная система, эмг – электромагнитная

По данным фирм-разработчиков

Таблица 7.2

## Характеристики наשלмных систем индикации для вертолетов

Фирма, тип системы	Honeywell, IHADSS	Kaiser, HIDSS		Thales, Topowl	BAE Systems, Knighthelm	Kaiser, Lite Eye	Elbit Systems, MiDASH	ГППЗ, НСЦИ
		1-й этап	2-й этап					
Применение	АН-64, А129	РАН-66 Comanche		Rooivalk, NH 90, Tiger	Tiger УНТ		S-70, Puma 330 Socat	
Тип (моно/бино/био)	моно	био <sup>(1)</sup>	био <sup>(1)</sup>	день-бино, ночь - моно	бино		день – моно, ночь - бино	
Поле зрения	40°x30°	52°x30° (бино 18°)	52°x35°(бино 30°), ночь - 40°	Ø40°	Ø40° день/ночь	20°x15°	Ø30°, ночь-50°x40°	40°x30°
Выходной зрачок, мм	10	15				15		14
Расстояние от оптики до глаз, мм	10	25		60	30	22	50	
Источник изображения	ЭЛТ 1"	ЭЛТ 1"	ЖК	ЭЛТ		AMEL	ЭЛТ	
Яркость, кд/м <sup>2</sup>			4500					2000
Коэф.контрастности, не менее			1,4					1,4
Разрешающая способность	809 строк	960 строк	1280 x 1024 <sup>(3)</sup>			640x480		1024x768
Ночное видение	ИКОС	FLIR	FLIR, TV	трубки	FLIR, трубки			
Тип системы слежения			эмг	эмг			эмг	оптическая
Погрешность целеуказания, мрад	5-10	4,9	6-8	3,8				4,4
Скорость слежения, °/с	120							
Задержка индикации, мс	17	66	20					
Масса шлема, кг	1,4 (0,57) <sup>(2)</sup>	1,8	2,5	2 день, 2,2 ночь	2,2	(0,24)	2,2	(0,5)
Наработка на отказ, ч		1000						
Шлем	спец.	спец., 2 части	модиф. HGU-56P	спец., 2 части	спец., 2 части			станд. ЗШ-7

Примечания. <sup>(1)</sup> биокулярная с частичным наложением; <sup>(2)</sup> в скобках указана масса наשלмного узла; <sup>(3)</sup> для изображения FLIR – 960 строк  
Сокращения: AMEL – активноматричный электролюминесцентный экран; FLIR – инфракрасная система переднего обзора, ИКОС – инфракрасная обзорная система, эмг – электромагнитная

По данным фирм-разработчиков

## Глава 8

### ЭЛЕКТРОННЫЕ ПЛАНШЕТЫ

Успешное применение на самолетах электронных систем отображения информации стимулировало дальнейшие поиски в этой области. Наряду с созданием следующего поколения таких систем, перспективным направлением работ является и расширение области применения СОИ. И здесь в поле зрения попадают груды технической документации, которую пилотам приходится возить с собой на самолете или которая требуется наземному техническому персоналу при обслуживании. По подсчетам специалистов фирмы *Honeywell*, общая длина всех используемых на борту документов составляет 45 км. Работать с таким количеством разрозненных документов неудобно, особенно в напряженных условиях полета. Кроме того, существует проблема их сопровождения: авиакомпании нужно следить, чтобы летные и наземные экипажи пользовались только последними, измененными редакциями документов, иначе возможны самые неприятные последствия. Решить эти проблемы позволяют электронные планшеты – портативные устройства с экраном и органами управления (рис.8.1), хранящие в своей памяти все необходимые документы и предоставляющие пилотам и техническому персоналу возможность оперативно обратиться к нужному документу, который тут же выводится в удобном виде на экран. Электронный планшет (ЭП) напоминает персональный компьютер-laptop и часто реализуется на основе коммерческих ноутбуков. За рубежом эти устройства называют «электронными портфелями» (electronic flight bag), так как они призваны заменить набитые бумагами портфели, которые вынуждены носить с собой линейные пилоты. Там хранятся последние редакции схем захода, навигационных карт, процедур вылета/прибытия, справочники и т.д. Вес такого портфеля превышает 10 кг, кроме того часть руководств хранится на борту самолета, поэтому неудивительно, что в мире, где широко применяются безбумажные технологии, а портативный компьютер стал неотъемлемой принадлежностью делового человека, авиакомпании проявляют интерес к замене бумажных документов их электронными копиями в составе ЭП.



Рис.8.1. Электронный планшет ICIS II

Возможно, возникнет вопрос: почему не использовать для вывода всей этой справочной информации экраны электронных СОИ, которые есть сейчас практически на любом вертолете и самолете. Дело, в первую очередь, в том, что индицируемая там информация нужна одновременно и в течение всего полета.

Индикаторы СОИ распределены по видам информации и практически все время заняты «своей» информацией. Кроме того, требования к СОИ и электронным справочным средствам существенно отличаются, в первую очередь – по уровню ответственности и по объему индицируемой информации. СОИ непосредственно используются для управления и поэтому влияют на безопасность полета. В связи с этим они должны обладать высокой надежностью, оперативностью работы, хорошим качеством изображения во всех условиях полета (что подразумевает и цветность изображения, и его различимость при солнечной засветке и другие требования). Что же касается электронных планшетов, предоставляющих только справочную информацию, то на безопасность полета они не влияют. Поэтому уровень требований по надежности, оперативности и качеству для них может быть значительно снижен.

Далее, информация, предоставляемая СОИ, в основном, оперативная; она поступает от других систем ЛА и постоянно изменяется. Объем ее относительно невелик и исчисляется в килобайтах. Вся информация скомпонована в виде фиксированных форматов изображения, доступ к ней осуществляется вызовом того или иного формата на экран - простым нажатием кнопки на пульте управления. Справочная же информация во время полета не изменяется, и вообще изменяется редко (скажем, раз в две недели), а ее объем составляет от десятков мегабайт до нескольких гигабайт. Вызов нужной информации одним нажатием кнопки здесь невозможен, должна быть предусмотрена удобная процедура поиска.

Поэтому использование существующих систем индикации для вывода справочной информации не только затруднительно, но и нецелесообразно. Этим объясняется появление на борту нового типа электронных индикаторов.

Следует подчеркнуть, что внедрение электронных планшетов не просто делает условия работы экипажа более комфортными, конечная цель состоит в том, чтобы за счет использования передовых информационных технологий уменьшить загрузку пилота, а также повысить оперативность и точность отслеживания изменений. Все это вместе позволяет повысить безопасность полета, а вот эта цель заслуживает затраченных усилий и средств.

### ***Функции***

Электронный планшет является компактным хранилищем различной справочной информации с легким и удобным доступом к ней. Он содержит электронные версии различных текстовых и графических документов, которые могут потребоваться экипажу ЛА на борту в процессе подготовки полета и в полете - карт, схем, диаграмм, таблиц, описаний, инструкций и руководств. В состав хранимой документации могут, например, включаться:



- аэронавигационные и географические карты, данные по воздушным трассам, схемы захода на посадку и другие навигационные публикации, а также заранее подготовленный план полета (рис.8.2);
- руководство по летной эксплуатации;
- руководство по выполнению полетов, содержащее принятые в данной авиакомпании процедуры;
- данные по конкретным аэропортам и ВПП;
- характеристики ЛА;
- список минимально допустимого оборудования, с которым можно продолжать полеты при наличии на борту отказов аппаратуры;
- контрольные перечни операций, выполняемых экипажем в процессе полета и при возникновении чрезвычайных ситуаций.

В общем случае ЭП может использоваться и наземным техническим персоналом при выполнении технического обслуживания самолета. Техническому персоналу могут предоставляться сведения по эксплуатации самолета: руководство по технической эксплуатации ЛА, руководство по обслуживанию, инструкции по двигателю, руководства по авионике и вспомогательному оборудованию, алгоритмы поиска неисправностей, схемы расположения оборудования и т.п.

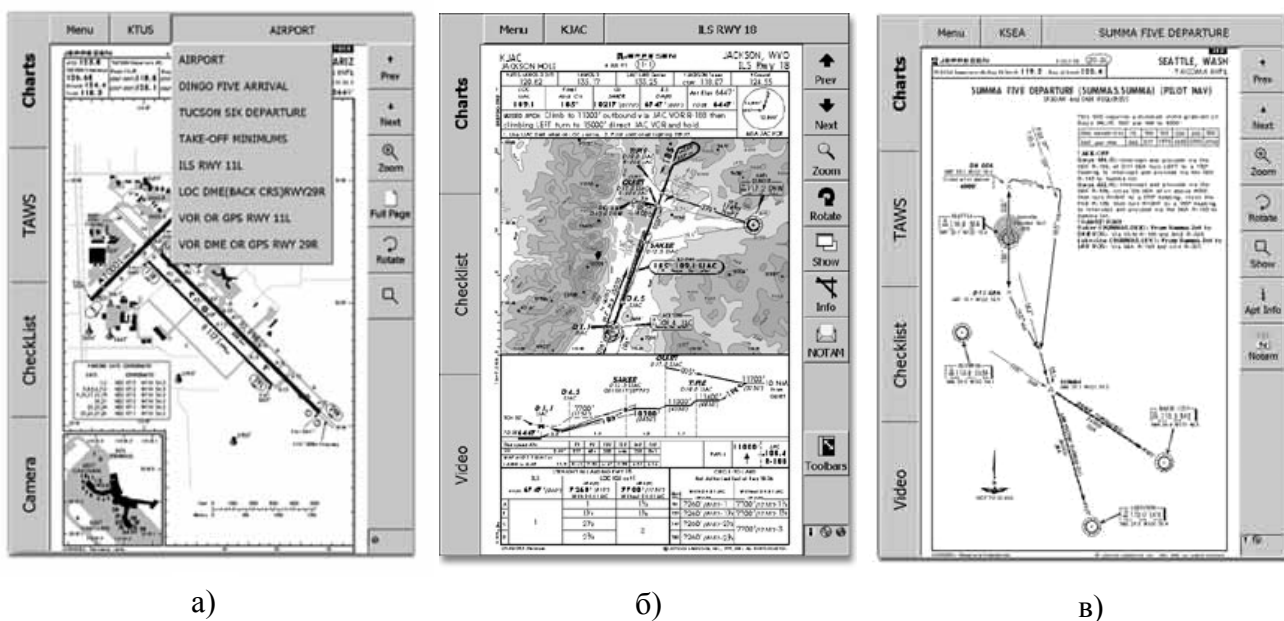


Рис.8.2. Индикация на электронном планшете графической информации:

*а – схема аэропорта, б – схема вылета с вертикальным профилем полета в нижней части, в – схема захода на посадку*

Электронные планшеты значительно облегчают условия работы экипажа. Каждый в отдельности бумажный документ неполон, как правило, он содержит ссылки на другие документы. Это означает, что в сложной ситуации пилоту приходится обращаться к нескольким разным источникам. Электронный планшет позволяет не просто сложить вместе разрозненные документы, но

организовать их в единое целое, рассортировать информацию не по источнику, а по содержанию, тем самым сделать доступ к ней проще и понятней. В то же время представление электронного документа в виде гипертекста позволяет немедленно обратиться по ссылке к нужному разделу документа-первоисточника. Закладки, ссылки, комментарии, быстрый поиск, возможность подключения через Интернет к внебортовым источникам и другие удобства, присущие современным компьютерным программам, позволят существенно повысить эффективность работы с документами на борту. Оперативность работы системы и удобный, гибкий интерфейс стимулируют экипаж в сомнительных случаях обращаться к ЭП за справкой, что позволяет избежать многих ошибок.

С помощью ЭП легко работать с графическими документами: двигать и изменять масштаб карты/схемы, прослеживать и изменять маршрут полета и т.п.

Электронные планшеты используют также для вывода контрольных перечней операций (КПО). Такой перечень содержит последовательность операций, выполняемых экипажем на определенной фазе полета или при возникновении той или иной нештатной ситуации. В настоящее время пилоты не имеют права перейти к следующей операции пока не завершилось выполнение предыдущей – из-за опасности впоследствии забыть об отложенном действии. Потенциально это может привести даже к задержке рейса.

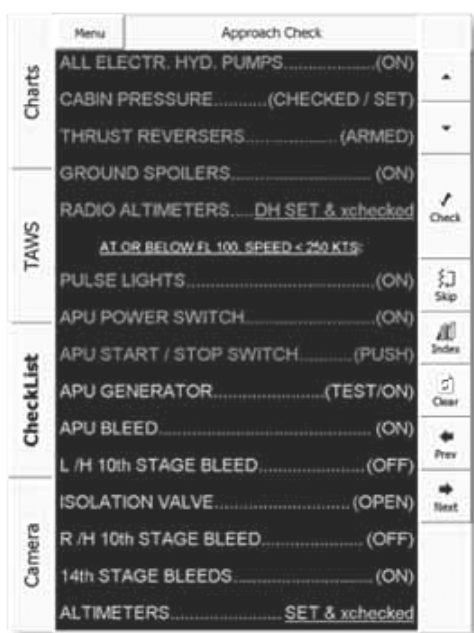


Рис.8.3. Контрольный перечень операций на экране электронного планшета

Электронный перечень операций (рис.8.3) позволяет пропустить какую-либо операцию, а затем вернуться к ней снова, так как отложенные операции запоминаются и могут быть воспроизведены в любой момент. Затем, в составе КПО встречаются ветвления, например, по «да» нужно переходить к одной операции, по «нет» – к другой. Бумажные КПО, естественно, показывают все ветви, поэтому они содержат много лишнего для данного случая и вследствие этого - ненаглядны. Электронный КПО может изменяться в зависимости от выбранной ветви, пропуская операции, которые не имеют смысла для данного конкретного случая. Еще одно достоинство электронных КПО – регулируемый по желанию уровень детализации: можно раскрыть операцию и она будет представлена в виде последовательности подопераций, или свернуть ее в одну строку, если пилоту ясно, что от него требуется. Электронные КПО позволяют тут же обратиться по ссылке к нужному разделу соответствующего руководства, если возникли какие-то затруднения. Если при выполнении

операции требуется вычислить какую-либо величину, она может быть подсчитана тут же, в некоторых случаях даже автоматически - самим ЭП. Если одновременно происходит несколько опасных событий, электронный КПО позволяет видеть итоговую картину по всем необходимым действиям сразу: какие операции выполнены, а какие еще нет.

В контрольных перечнях операций все операции распределены между членами экипажа. Наличие на их рабочих местах электронных планшетов, соединенных в сеть, позволяет улучшить координацию за счет ясного распределения ролей: каждому высвечиваются те операции, которые он должен выполнить, а командир видит всю картину. Например, электронные планшеты *Integrated Crew Information System ICIS II (Avionitek)* имеют инфракрасные приемники и передатчики, позволяющие им осуществлять беспроводную связь. Благодаря этому любое действие, выполненное, например, вторым пилотом, тут же отмечается на экране ЭП командира воздушного судна.

В принципе, электронный КПО может иметь обратную связь с летательным аппаратом, тогда выполнение операции может подтверждаться не членами экипажа, а определяться самим ЭП по сигналам систем и датчиков ЛА.

Значительно упрощается задача сопровождения документации. Получение и загрузка в ЭП новых версий электронных документов производится гораздо проще и оперативнее, чем при существующей системе, когда проводящая изменения организация рассылает извещения об изменении (бюллетени), а эксплуатирующие организации проводят изменения во всех имеющихся бумажных копиях документа. Появляется возможность производить обновление версий прямо на борту ЛА - на стоянке или даже в полете: по беспроводной связи ЭП подключается к локальной сети и получает измененную версию документа.

Еще одна задача, с которой сталкиваются на борту пилоты и выполнение которой облегчают ЭП – различные расчеты. Экипажи рассчитывают высоту по давлению, общую массу ЛА, центровку. Перед взлетом исходя из длины ВПП, загрузки самолета, ветра, температуры рассчитываются скорость принятия решения и оптимальная скорость отрыва. Раньше для этих целей использовали обычные или специализированные калькуляторы. Электронные планшеты с успехом справляются и с этой задачей – достаточно загрузить в них соответствующее программное обеспечение.

По мере того, как концепция «электронного портфеля» стала претворяться в жизнь, стало ясно, что потенциальные возможности ЭП гораздо шире, чем просто хранение информации и выполнение расчетов. Но для реализации этих дополнительных возможностей необходимо обеспечить ЭП связь с внешними источниками – бортовыми системами или сетями передачи данных, такими, как внутренняя сеть авиакомпании или Интернет.

Если подключить ЭП к спутниковой навигационной системе, то можно не только индицировать навигационную карту или схему аэропорта, а также показывать на ней текущее положение ЛА. Это помогает экипажу постоянно

осознавать свое текущее местоположение в полете или на аэродроме. При наличии информации о координатах ЛА электронный планшет может в процессе полета выбирать из своей базы данных и показывать на экране нужную карту или схему, указывать на ней положение ЛА, а также сообщать дополнительную информацию, например, при необходимости немедленной посадки может оперативно найти в своей базе данных и указать ближайший подходящий аэропорт. Обычно координаты места ЛА (широта и долгота) вводятся в ЭП из установленной на борту СНС или из системы самолетовождения. Есть и автономные ЭП, содержащие встроенный приемник СНС, им требуется только внешняя антенна, которая входит в комплект и крепится на стекле кабины или стационарно снаружи фюзеляжа.

Перед полетом (а при наличии спутниковой связи – и в воздухе) в ЭП можно загружать распространяемые специализированными службами навигационные данные, сводки погоды, данные о рельефе по маршруту полета. Такие данные доступны сегодня как на оптических дисках CD-ROM (рис.8.4), так и в реальном масштабе времени через спутниковую систему связи. Эта информация индицируется в виде подвижной карты, изменяющейся в соответствии с местоположением ЛА.

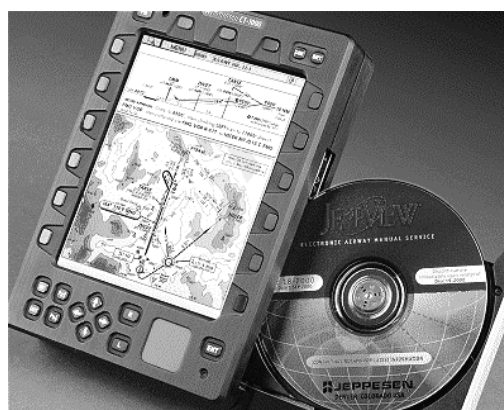


Рис.8.4. Электронный планшет Northstar CT-1000 (Northstar Technologies) с дисководом CD-ROM

Подключение ЭП в полете к Интернет или сети авиакомпании позволяет с его помощью получать на борту электронную почту, документы, расписания.

Электронный планшет может выводить и видеoinформацию, например, от расположенной снаружи видеокамеры (рис.8.5), что позволяет пилоту контролировать выпуск закрылков, состояние двигателя и др. Угроза терроризма заставляет иметь на современных пассажирских самолетах средства наблюдения за салоном. Для этой цели может использоваться электронный планшет, выводящий на экран изображение от установленной в салоне видеокамеры.



Рис.8.5.Изображение от видеокамеры

Некоторые авиакомпании выражают желание выводить на ЭП ту информацию, которую обычно индицируют СОИ на приборной доске – о воздушном движении от системы зависящего наблюдения ADS-B или от системы предупреждения столкновений, изображение рельефа подстилающей поверхности, информацию для регулирования движения на аэродроме (разд.6.3).

ЭП может использоваться также в качестве бортжурнала.

Значительный эффект ЭП может дать в области технического обслуживания. С его помощью пилот может еще в полете связаться с наземными техническими службами и сообщить об имевших место отказах оборудования. Например, в авиакомпании *FedEx* уже несколько лет пилоты готовят с помощью ЭП отчеты о полете, которые тут же поступают из ЭП в бортовую систему адресной связи ACARS и передаются на землю. Благодаря этому еще до прибытия самолета техники успевают подготовиться к его обслуживанию, в результате сокращается время вынужденных простоев.

Использование электронных планшетов наземным техническим персоналом позволяет улучшить проведение технического обслуживания и сократить время подготовки к вылету.

Кроме того, ЭП может хранить всю предысторию технического обслуживания данного ЛА и позволяет экипажу или техническому персоналу быстро ее просматривать.

В составе комплекса авионики Primus Epic (*Honeywell*) в кабине в дополнение к двум ЭП пилотов в качестве резервного автономного устройства и для использования его обслуживающим персоналом устанавливается портативный терминал доступа к информации по обслуживанию РМАТ. Он имеет герметичный корпус для предотвращения его повреждения от химических веществ на самолете. РМАТ связан с комплексом Primus Epic (и с базой данных) посредством инфракрасного канала, что позволяет обслуживающему персоналу ходить с ним снаружи самолета. Этот терминал может использоваться для регулировки систем, калибровки датчиков и диагностики авионики.

Как правило, электронный планшет является автономным устройством, его можно снять с борта и использовать в офисе или дома как обычный персональный компьютер. С его помощью пилот может подключиться к Интернет и связаться со своей авиакомпанией из гостиниц, из дома, отовсюду. Он может связаться также с коммерческими информационными службами, обеспечивающими различные авиационные сервисы (информацию о погоде, расчет предстоящего полета и др.) и загрузить нужную ему информацию в ЭП. Можно из сети авиакомпании загрузить обновления документов, передать туда заполненный боржурнал.

Важная роль ЭП на земле заключается также в том, что с его помощью пилот может осуществлять планирование предстоящего полета, вводить маршрут. На борту подготовленный план полета может загружаться из ЭП в вычислительную систему самолетовождения.

Так как электронный планшет по существу представляет собой полноценный персональный компьютер, его возможности не исчерпываются решением перечисленных задач и в любой момент могут быть расширены путем установки соответствующего программного обеспечения. Например, электронные планшеты могут быть использованы для обучения и тренировки

экипажей: пилот забирает планшет с собой домой или в офис и там просматривает электронные руководства или выполняет тесты.

### *Разновидности электронных планшетов*

Согласно авиационным нормам электронные планшеты могут быть трех классов. К классу 1 относятся портативные коммерческие компьютеры – notebook, laptop, tablet, в которые загружается специализированное программное обеспечение, функционирующее под управлением обычной операционной системы, например, Windows XP. Такой компьютер работает от встроенного аккумулятора, при работе пилот держит его в руках или устанавливает на подставку (рис.8.6). Однако такой ЭП в соответствии с действующими нормами рассматривается как «персональное электронное устройство» пилота и на него распространяются те же ограничения, что и на



Рис.8.6. Подготовка к взлету

персональные электронные устройства пассажиров (компьютеры, радиотелефоны и др.): он не может индицировать критическую информацию, не может быть подключен к ЛА и его системам, во время взлета и посадки все подобные устройства должны быть выключены и убраны в закрепленные места хранения. Поэтому подобный компьютер не является полноценными ЭП. Он может использоваться только как источник дополнительной информации. Планшеты, относимые к классу 2 выполняются на основе коммерческих компьютеров, которые доработали для авиационного применения с целью упрочнения конструкции, возможности питания от бортсети и удовлетворения другим требованиям, предъявляемым к авиационному оборудованию. Такой компьютер крепят на рабочем месте пилота, но делают его съемным, чтобы пилот мог забирать его с собой. Такие ЭП уже могут показывать критическую информацию, такую как навигационные карты и схемы, допускается использовать их на всех этапах полета.

ЭП, для которых разрешены все возможные функции, относятся к классу 3. Это уже полноценное бортовое оборудование, такое же как системы индикации на приборной доске. Они полностью отвечают требованиям к бортовому оборудованию и устанавливаются стационарно. Их можно использовать на всех этапах полета. Такой ЭП может взаимодействовать с другими бортовыми системами, например, получать от спутниковой навигационной системы координаты текущего положения самолета, от инерциальной навигационной системы – курс, от системы самолетовождения – аэропорты вылета и назначения. Примерами таких электронных



Рис.8.7. Терминал UCSDT-II

планшетов являются Universal Cockpit Display Terminal UCDDT-II (*Universal Avionics*), показанный на рис.8.7, или Northstar CT-1000G (*Northstar Technologies*), который питается от бортовой сети +28 В, имеет встроенный вентилятор, выдерживает воздействие внешних факторов по группе DO-160D (диапазон рабочих температур от  $-12^{\circ}\text{C}$  до  $+40^{\circ}\text{C}$ ), обеспечивает яркость изображения до  $800 \text{ кд/м}^2$ , позволяет плавно и в широких пределах регулировать яркость.

Так как электронные планшеты не индицируют критичной информации, их не обязательно располагать в поле зрения пилота. Крепление ЭП на борту может производиться по-разному: с помощью ремня он может пристегиваться к ноге, устанавливаться на штурвал, на специальную консоль или штатив (рис.8.8). Штатив может быть подвижным или поворотным, позволяя привести планшет в рабочее положение, когда он нужен, и убрать в сторону, когда он не нужен. ЭП класса 3 монтируются на приборную доску, как другие бортовые индикаторы.



**Рис.8.8. Варианты крепления электронных планшетов:**

*а – на специальном наколенном ремне, б – на штурвале, в – на консоли*

Во всех случаях стремятся сделать планшет быстросъемным и автономным, чтобы в случае необходимости пилот мог его легко снять с борта и забрать с собой. Автономность ЭП означает наличие встроенных батарей. В зависимости от модели планшеты обеспечивают от получаса до 3 часов автономной работы.

Электронные планшеты бывают в виде моноблока, то есть содержат внутри процессор, память и все необходимые устройства ввода-вывода. Бывают и другие конструктивные исполнения, когда необходимая аппаратура распределяется по 2-3 электронным блокам. Обычно такая система состоит из монитора, содержащего экран и кнопки управления, и вычислителя-генератора символов, содержащего процессор, память, преобразователь бортового напряжения и устройства ввода-вывода. Монитор получает из генератора символов подготовленное там изображение по цифровому высокоскоростному каналу передачи данных, например Ethernet. В качестве примера системы рассмотрим Universal Cockpit Display (*Universal Avionics*). В ее состав входит

терминал UCDT-II, генератор символов UCDC и загрузчик ADU (рис.8.9). Загрузчик содержит устройство для чтения оптических дисков и имеет размеры 86x197x269 мм. Он устанавливается в кабине. Карты и подготовленные контрольные перечни операций на CD-ROM перед полетом загружаются через ADU по последовательному высокоскоростному каналу Ethernet в память генератора символов UCDC. Генератор символов выполнен в стандартном корпусе ARINC-600, типоразмер 2MCU, и установлен в техотсеке. Этот блок принимает информацию о маршруте полета и местоположении ЛА, передаваемую последовательным кодом по ARINC-429 от системы самолетовождения, и видеосигнал в формате NTSC от двух видеокамер. UCDC способен управлять двумя терминалами UCDT-II. Информация передается им по цифровой шине LVDS. Терминал имеет сенсорный экран размером 21 см по диагонали, общие его габариты 201x163x38 мм. Общая масса системы 7,1 кг.

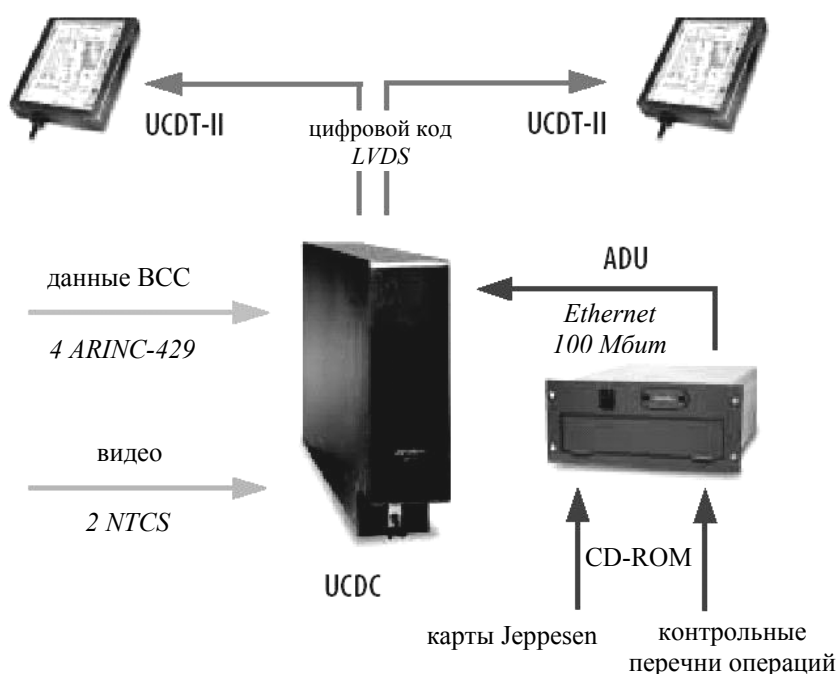


Рис.8.9. Структура системы Universal Cockpit Display

Часто вместе с электронным планшетом поставляется специальное монтажное устройство – базовая станция (docking station), к которому он крепится на борту или в офисе (рис.8.10). Базовая станция обеспечивает не только крепление ЭП, но также содержит дополнительную аппаратуру: адаптер питания, модем, дополнительные порты ввода-вывода, устройство чтения оптических дисков CD-ROM и т.п. Через базовую станцию планшет может подключаться к бортовой сети передачи данных. Базовая станция, предназначенная для работы в офисе или дома, позволяет подключать к планшету клавиатуру, принтер, дополнительный большой дисплей и другие устройства.

Типичный электронный планшет имеет жидкокристаллический экран на активных матрицах с размером 127x178 или 152x203 мм (диагональ,





Рис.8.10. Электронный планшет установлен в базовую станцию

коммерческий компьютер Stylistic LT P-600 (*Fujitsu Siemens Computers*) с сенсорным экраном. Кнопки рисуются в нижней части экрана, прикосновение к зоне нарисованной кнопки электронным карандашом вызывает ее срабатывание.

Заметим, что коммерческие планшетные компьютеры фирмы *Fujitsu Siemens Computers* используются во многих ЭП – доработанные или в своем первоначальном виде. Характеристики компьютера Stylistic LT P-600 приведены в таблице 8.1. Другие ЭП - и коммерческие, и специализированные - имеют похожие характеристики.

В качестве операционной системы (ОС) во многих ЭП используется какая-нибудь из ОС семейства Microsoft Windows. Так как исходный код этих ОС закрыт и не сертифицирован на соответствие авиационным требованиям, ЭП с такими операционными системами не могут использоваться для выполнения более-менее ответственных действий, например, для отображения контрольного перечня операций или для соединения с самолетными системами. Поэтому в других ЭП используют ОС Linux, исходный код которой открыт для пользователей, или свою собственную операционную систему.

Примером последней является Flight Command Software (*Advanced Data Research*) для электронного планшета FG-3600. Эта программная оболочка имеет подобный Windows графический интерфейс и установлена поверх стандартной ОС Windows. В штатном режиме она ограничивает доступ к функциям операционной системы и

соответственно, 8,4" или 10,4") и с разрешающей способностью 600x800. Так как не требуется вводить много информации, планшет имеет несколько многофункциональных кнопок, позволяющих выполнять необходимые действия: перемещать курсор, осуществлять вызов меню, поиск и выбор в меню нужного документа. Часто используют сенсорный экран, а управление планшетом осуществляется с помощью электронного карандаша или пальца. На рис.8.11 показана лицевая панель электронного планшета FG-3600 Electronic Flight Bag (*Advanced Data Research*). Он представляет собой доработанный



Рис.8.11. Планшет FG-3600 с нарисованными кнопками

гарантирует доступ только к тем программам и утилитам, которые необходимы для работы ЭП. Предусмотрен также и режим Windows, в котором ЭП работает как обычный лаптоп-компьютер. В этом режиме все программное обеспечение, написанное под Windows, функционирует без ограничений.

Иногда ЭП создается с открытой архитектурой, позволяющей авиакомпаниям устанавливать собственное программное обеспечение. Чтобы оно не могло повлиять на функциональную часть ЭП их разделяют. Например в составе EFB, который устанавливается на самолет Boeing 777, два отдельных процессора, один из которых, основной функционирует под управлением операционной системы Linux и выполняет функциональные задачи ЭП, в то время как другой процессор функционирует под операционной системой Windows и выполняет приложения, дописанные авиакомпанией (или сторонними организациями по ее заказу).

К настоящему времени за рубежом разработано несколько различных электронных планшетов. Кроме уже упоминавшихся Universal Cockpit Display (*Universal Avionics*), Northstar CT-1000G (*Northstar Technologies*), Integrated Crew Information System ICIS II (*Avionitek*), FG-3600 Electronic Flight Bag (*Advanced Data Research*) можно назвать AvVantage (*Spirent Systems*), Electronic Flight Bag/Pilot Information Display (*Astronautics Corporation of America*), FlightBag 600 (*Flight Deck Resources*), LT P-600, ST 3500 и GA-EFB (*Paperless Cockpit*). Некоторые из них уже сертифицированы и продаются, выпуск других планируется в ближайшее время. Также существует несколько программных комплексов для обычных лаптоп-компьютеров, выполняющих функции ЭП, например, Laptop Tool (*Boeing*), JeppView FliteDeck (*Jeppesen*).

Таблица 8.1

**Характеристики tablet-компьютера Stylistic LT P-600**

<i>Габаритные размеры, мм</i>	244x160x28
<i>Масса с 6 батарейками, кг</i>	1,22
<i>Процессор</i>	Pentium III 600 МГц, кэши 32 и 256 Кбайт
<i>Память</i>	256 Мбайт + 512 Кбайт ПЗУ (BIOS)
<i>Жесткий диск</i>	15 Гбайт
<i>Дигитайзер</i>	Резистивный
<i>Видеопамять</i>	4 Мбайт
<i>Дисплей</i>	Жидкокристаллический AMLCD, цветной, 8,4", разрешение SVGA (800x600), 256К цветов, 8 уровней яркости
<i>Интерфейсы</i>	2 PC Card, 1 PCMCIA, USB, RJ-11 (модем), Compact Flash Card Slot, инфракрасный IrDA, гнезда для подключения внешних микрофона и наушников
<i>Звук</i>	Встроенный микрофон и стереодинамики
<i>Модем/факс</i>	56 Кбит/с
<i>Аккумулятор</i>	3,4 А·час
<i>Условия эксплуатации</i>	Температура 0°-40°С, влажность 20-80% без конденсации влаги

# ЗВУКОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ И РЕЧЕВОЕ ОПОВЕЩЕНИЕ

Звуковые сигналы могут передаваться или в форме тональных звуков (гудки, звонки, сирены, зуммер и т.п.), обозначающих какие-то события, или в речевой форме.

На сегодняшний день область применения звуковых сигналов на борту самолета ограничена сигнализацией. Это связано с теми ограничениями и недостатками, которые присущи звуковому способу передачи информации:

1) для пространственных задач, таких, как управление ЛА и навигация, оптимально использование визуальных стимулов и ручного управления;

2) речь задействует кратковременную память человека, поэтому в тех случаях, когда ресурсы кратковременной памяти нужны для других задач, предпочтительнее использовать визуальное представление информации, например, экспериментально установлено, что замена речевой связи между пилотом и диспетчером на передачу данных по цифровому каналу с выводом сообщений диспетчера на экран, уменьшает нагрузку на кратковременную память, что, в свою очередь, уменьшает количество ошибочных действий пилота;

3) речь – относительно медленный канал передачи информации, процесс поступления речевого сообщения растянут во времени и требует запоминания, поэтому речевое сообщение нельзя иметь сразу целиком, к нему сложно обратиться повторно.

Многочисленными исследованиями установлено, что в общем случае использование визуального канала передачи информации пилоту предпочтительнее слухового, поэтому там, где можно, рекомендуется применять визуальное представление информации. А вот в качестве сигнализации звуковые сигналы эффективнее тактильных (в частности, время реакции на звуковой сигнал меньше) и в ряде случаев могут быть предпочтительнее визуальных (таблица 9.1). Перед визуальными сигналами у звуковых есть еще то преимущество, что они всенаправленные, то есть пилот воспринимает их независимо от того, куда повернута его голова. В связи с этим звук хорошо подходит для передачи пилоту предостережений.

Наиболее эффективно использование звуковых сигналов для аварийной сигнализации. Можно также использовать звук для предупреждающей сигнализации, но для уведомляющей сигнализации использовать этот способ уже не рекомендуется:

- ложные или малоценные звуковые сигналы очень раздражают пилота, а при значительном количестве звуковых сигналов вероятность того, что какие-то из них окажутся ложными и малоценными становится значительной;
- при постоянном задействовании звуковых сигналов пилот к ним быстро адаптируется, в результате эффективность такой сигнализации падает;

- звуковые сигналы могут создавать неразбериху в гарнитуре пилота, т.е. могут мешать услышать другую нужную информацию.

Таблица 9.1

### Сравнение речевой и визуальной сигнализации

<i>Предпочтительнее речевая сигнализация</i>	<i>Предпочтительнее визуальная сигнализация</i>
1. Сообщение простое.	1. Сообщение сложное.
2. Сообщение короткое.	2. Сообщение длинное.
3. Сообщение не понадобится позже еще раз.	3. Может понадобится обратиться к этому сообщению еще раз.
4. Сообщение касается протекания событий во времени.	4. Сообщение касается положения в пространстве.
5. Сообщение требует немедленных действий.	5. Сообщение не требует немедленных действий.
6. Визуальный канал оператора перегружен.	6. Слуховой канал оператора перегружен.
7. Условия освещенности слишком яркие или слишком темные (требуется адаптация зрения).	7. Окружающие условия слишком шумные.

Кроме аварийной и предупреждающей сигнализации звуковые сигналы могут использоваться там, где пилот имеет дело с вербальными задачами. Для этих задач больше подходят звуковые стимулы и речевые отклики, чем визуальное представление и моторные отклики. В частности, речевые сообщения могут использоваться при работе пилота с речевой командной системой (глава 10) для ответа на заранее запрограммированные устные вопросы пилота, например, о величине какого-либо параметра, и для подтверждения речевых команд пилота.

Еще одна функция звуковых сигналов – привлечение внимания к индикаторам в кабине, на которых уже детализируется информация о происшедшем событии.

Для перечисленных задач достаточно иметь возможность воспроизведения заранее надиктованных речевых сообщений и не изменяющихся звуковых тональных сигналов. Техническая реализация подобных устройств не представляет большой сложности.

На самолетах предыдущих поколений тональные сигналы генерировала аппаратура, встраиваемая в различные бортовые системы, а речевые сообщения выдавал специальный бортовой магнитофон. С развитием средств цифровой записи речи бортовые системы стали сохранять и воспроизводить заранее записанные речевые сообщения в цифровом формате. Такие системы способны также хранить в своей памяти и воспроизводить по мере необходимости любые звуковые тональные сигналы, так что необходимость в дополнительной аппаратуре для генерации таких сигналов отпала.

Современные бортовые средства воспроизведения речи (СВР) способны воспроизводить только сообщения, заранее записанные с голоса диктора. Это отличает их от синтезаторов речи, которые сами генерируют речь и способны воспроизводить любые речевые сообщения (раздел 11.10).

Качество средств воспроизведения речи и синтезаторов речи характеризуется *разборчивостью* (словесной или слоговой), *естественностью звучания*, *помехоустойчивостью*.

Для обеспечения высокого качества бортовых СВР рекомендуется выбирать характеристики звуковых сигналов из следующих соображений.

**Тональные звуковые сигналы.** Тональные звуки служат для предупреждения пилота о грозящей опасности, для напоминания о необходимости предпринять какие-либо действия, для привлечения внимания. Так как внимание пилота занято управлением ЛА, характеристики тонального сигнала следует подбирать такими, чтобы звук сразу же привлекал к себе внимание.

Сложные тональные сигналы (с модуляцией, состоящие из нескольких тонов и т.п.) предпочтительнее чистых тонов, так как лучше различимы и быстрее опознаются. Кроме того, однотонные звуки раздражают слушателя.

Параметры тональных звуковых сигналов должны быть такими:

- для аварийных сигналов — частота 800-5000 Гц, интенсивность звука в месте приема сигнала 90-100 дБ;
- для предупреждающих сигналов — 200-800 Гц и 80-90 дБ;
- для уведомляющих сигналов — 200-400 Гц и 30-80 дБ.

В условиях маскировки шумом используют звуковые сигналы, частота которых возможно больше отличается от наиболее интенсивных частот шума.

Интенсивность звукового сигнала для тихих условий рекомендуется в пределах 65-85 дБ. В шумных условиях интенсивность звукового сигнала должна обеспечивать превышение уровня звука над уровнем шума не менее, чем на 20 дБ для аварийных сигналов и на 10-16 дБ для остальных, но не более чем на 30 дБ (слишком громкие звуки действуют на человека ошеломляюще).

Длительность отдельных звуковых сигналов должна быть 200-500 мс. Сигналы короче 200 мс плохо различимы в условиях шума, сигналы продолжительнее 500 мс воспринимаются как очень громкие. Длительность сложных тональных сигналов рекомендуется выбирать в районе нижней границы указанного диапазона: 200-300 мс.

Так как звуковые тональные сигналы выдаются в экстренных ситуациях, это происходит неожиданно для пилота и такой сигнал нужно повторить. При опасности столкновения, в других чрезвычайных ситуациях звуковые сигналы должны повторяться все время, пока существует опасная ситуация или пока система не распознает парирующие действия пилота. Исходя из минимума времени реакции на сигнал период повторения звукового сигнала должен быть как можно меньше, так как в перерывах пилот не получает никакой

информации, но интервал между соседними звуками не должен быть менее 200 мс.

Модуляцию сигналов следует производить изменением амплитуды и частоты. При амплитудной модуляции глубина должна быть не менее 12 %, при частотной модуляции — не менее 3 % по отношению к несущей частоте.

Резкое появление/пропадание громкого звука действует на человека ошеломляюще, приводит к непроизвольному мускульному напряжению и кратковременному ступору. Поэтому скорость появления звукового сигнала должна быть достаточно большой, чтобы обеспечить быструю реакцию, но не такой большой, чтобы ошеломить пилота. Рекомендуемая скорость появления звука 1-10 дБ/мс. Скорость пропадания звука должна быть равна скорости появления.

Чтобы ситуация, о которой сигнализирует звуковой сигнал, был быстро и надежно распознана пилотом, каждый из тональных звуковых сигналов должен иметь единственное значение.

Не следует использовать какие-либо распространенные звуковые сигналы для обозначения иных, чем принято, ситуаций.

В качестве информационных параметров тональных сигналов могут использоваться частота повторения, частота тона сигнала или частота его модуляции. Например, при уменьшении времени, оставшегося до столкновения самолета с землей повышается частота тона или сокращается период повторения сигнала.

Использовать в качестве информационного параметра длительность звука не рекомендуется, так как субъективное восприятие длительности зависит от многих факторов, в частности, от интенсивности звука и, кроме того, человек не способен точно оценить длительность звука. При изменении длительности звуковых посылок шаг изменения должен быть не менее 25 % по отношению к исходной длительности.

Также не рекомендуется использовать в качестве информационного параметра интенсивность звукового сигнала (например, для придания предупреждению большей или меньшей категоричности), так как люди плохо различают уровень интенсивности, особенно при наличии шумового фона. Увеличение или уменьшение интенсивности звука может использоваться только наряду с еще какими-то признаками.

Исследованиями установлено, что пилот может запомнить и впоследствии свободно различать до 10 разных тональных сигналов. По этой причине авиационные правила ограничили количество различных тональных сигналов, которые могут использоваться на конкретном типе ЛА, до 7.

Между звуковыми сигналами следует устанавливать приоритет. Более важный сигнал должен прерывать менее важные. Если условия для выдачи более важного сигнала перестали существовать, должна быть продолжена выдача звукового сигнала меньшего приоритета.

**Речевые сообщения.** Речевые сообщения служат для той же цели, что и тональные сигналы – для предупреждения пилота, они имеют предпочтение перед тональными в случаях, когда:

сообщение сложное;

необходимо иметь возможность опознать источник сообщения;

необходим двусторонний обмен информацией;

сообщение относится к будущему времени и требует подготовительных операций;

ситуация характеризуется большой психической напряженностью, вследствие чего нельзя поручиться за точность и своевременность декодирования пилотом тональных сигналов.

Предупреждение пилота с помощью речевых сообщений требует больше времени, чем другими способами, поэтому речевые сообщения не рекомендуются для представления динамичной информации. Для таких случаев рекомендуются тональные звуки, у которых можно обеспечить частоту повторения больше, чем у речевых сообщений. Из-за большей длительности для речевых сообщений больше и риск наложения на сообщения внутренней связи ЛА или радиосвязи.

Интенсивность речевых сигналов должна быть на 10-20 дБ выше уровня помех, но не более 115 дБ. Должна быть возможность регулировать громкость звука, однако минимальная громкость должна обеспечивать различимость звукового сигнала. Кроме ручной регулировки, желательно автоматически регулировать громкость звука в зависимости от уровня фонового шума.

Голос, используемый для записи речевых сигналов, должен быть хорошо различимым. Сообщения целесообразно произносить беспристрастным и спокойным голосом. Голос, независимо от того, синтезированный он или воспроизводится с цифровой записи, должен ясно отличаться от обычных человеческих голосов, которые можно ожидать в полете. Самый очевидный способ отличить синтезированный голос – придать ему ясные нечеловеческие черты. Чем более жестким и механическим звучит голос, тем более люди склонны выполнять его указания. Однако слишком механические голоса люди игнорируют. Часто для передачи речевых сообщений используют женский голос. Причин этому несколько. Во-первых, женщины обычно не входят в состав экипажа или наземного диспетчерского персонала и такой голос не спутаешь с другими возможными голосами. Другая причина заключается в том, что слуховой анализатор человека более чувствителен к более высоким частотам, поэтому более высокий женский голос предпочтительней мужского. И наконец, мужской голос близок по диапазону частот к шуму турбовинтового двигателя, следовательно хуже различим еще и поэтому.

Слова в сообщении должны быть разборчивыми, соответствующими смыслу ситуации и краткими. Для аварийных сигналов сообщения обычно включают от 1 до 3 слов. Однако в случае, когда время не столь критично предпочтительнее более длинные сообщения. Словарь, используемый в

речевых сообщениях, должен быть ограничен и должен содержать слова, легко отличимые друг от друга. Если время позволяет, рекомендуются многосложные слова. Так как короткие сообщения представляются изолированно, пилот не сможет разобрать их, исходя из контекста, следовательно словарь должен состоять из слов, которые легко различимы в условиях полета (с учетом шумов). Для аварийных сообщений следует использовать более категоричные выражения, чем для предупреждающих.

Информационное содержание речевых сообщений должно ограничиваться предупреждением о возникшей ситуации и указанием места возникновения проблемы. Более сложные виды информации (например, время или расстояние, оставшееся до столкновения) в речевые сообщения включать не следует.

Речевые сообщения не должны повторяться много раз, так как это раздражает пилота и как никакие другие средства сигнализации способствует возникновению паники.

Оптимальная скорость речи - 156 слов в минуту, хотя исследования показывают, что у пилотов не возникает трудностей с синтезированной речью со скоростью 178 слов в минуту. Разговорная речь после небольшой адаптации может нормально восприниматься и при вдвое большей скорости. Однако установлено, что у немолодых пилотов ухудшаются способности кратковременной памяти и у них могут возникать проблемы с восприятием такой быстрой речи.

Слуховой анализатор человека фильтрует окружающие звуки, отсекая все, не относящееся к решаемой задаче: человек как бы не слышит фоновых шумов. По этой причине неожиданно появившееся речевое сообщение может быть проигнорировано, по крайней мере вначале. Поэтому многие стандарты рекомендуют предварять речевое сообщение привлекающим внимание звуковым тоном. Однако в случае, когда требуются немедленные действия, этот тон нежелателен, так как уменьшает время, остающееся пилоту для реакции на сигнал.

Аварийные сообщения должны прерывать все другие речевые источники информации на борту.

**Техническая реализация.** Средства воспроизведения речи конструктивно могут оформляться в виде отдельного небольшого блока (рис.9.1, 9.2) или могут представлять из себя модуль, встраиваемый в другой блок. Характеристики некоторых блоков СВР приведены в табл.9.2. В любом случае СВР принимает входные дискретные сигналы от бортовых систем и датчиков и формирует по ним речевые сообщения и тональные сигналы, подаваемые в виде электрических сигналов в аппаратуру внутренней связи или непосредственно в гарнитуру пилота. Входные дискретные сигналы могут приниматься как в форме разовых команд,



Рис.9.1. Внешний вид АРО-28Н



так и в виде последовательного кода по ARINC 429 или MIL-STD-1553.

Таблица 9.2

**Характеристики средств воспроизведения речи**

Фирма, тип СВР	ГЗАС, АРО-28Н <sup>(1)</sup>	<i>Electronics International, AV-17</i> <sup>(2)</sup>	<i>Precision Airmotive, VA-01</i> <sup>(3)</sup>	<i>Heads Up Technologies, AW700</i> <sup>(4)</sup>
Количество воспроизводимых сообщений	256	17+тональный звук	22	19
Входы: -разовые команды -КЛС	64 4	17 –	22 –	19 –
Масса, кг	4	0,250	0,170	0,680
Габаритные размеры, мм	95x190x265	104x66x43		170x89x51

Примечания. <sup>(1)</sup> Суммарное время звучания всех сообщений - 4 мин.

<sup>(2)</sup> Питание 7,5-35 В, потребляемый ток 100 мА. Предусмотрен приоритет речевых сообщений. Звуковой выход 330 Ом рассчитан на работу с гарнитурой 10-500 Ом.

<sup>(3)</sup> Предусмотрен приоритет речевых сообщений.

<sup>(4)</sup> Автоматическая регулировка громкости звука в зависимости от уровня шума. Ручная подрегулировка громкости. Блок также выполняет функцию смешения до 8 звуковых каналов от других источников звука и речи.

В качестве примера встраиваемого варианта СВР можно привести устанавливаемый на истребителе Eurofighter модуль Warnings Generation Module (*Enosa*). Он способен выдавать до 330 предупреждений. Также он обеспечивает обратную связь при речевом управлении: подтверждает команду, дает ответ на заданный пилотом вопрос. Речевые сообщения генерируются в цифровом формате. Модуль помещен в блок речевых интерфейсов.

Ряд встраиваемых СВР разработан Ульяновским КБ приборостроения.

Модуль ввода-вывода МВВ-33 выполнен в виде одноплатной конструкции по ARINC 600 и имеет следующие характеристики:

- обеспечивается 8,5 минут речи (примерно 550 слов, 250 сообщений);
- частота дискретизации 8 кГц;
- двухпроводный симметричный выход по ГОСТ В21264-75, выходное напряжение 8,5-15,6 В на частоте 1000 Гц, нагрузка 300±60 Ом;
- словесная разборчивость речевых сообщений не хуже 2 класса по ГОСТ 20755-75, т.е. составляет не менее 96% при воспроизведении с помощью аппаратуры внутренней связи кабины, когда пилот находится в штатном снаряжении.



Рис.9.2. Блок речевого предупреждения **VA-01**

Модуль выдает как речевые сообщения, так и тональные звуковые сигналы.

Модуль синтеза речи *МСП-1* выполнен в виде одноплатной конструкции по ARINC 600. Он содержит цифровой процессор обработки сигналов (33 MFLOPS, 17 MIPS) и имеет следующие характеристики:

- частота дискретизации регулируемая, до 19,2 кГц, что обеспечивает высокое качество воспроизведения;
- обеспечивает воспроизведение речевых сообщений и диалогов общей длительностью до 50 мин;
- обеспечивает оперативное изменение записанных речевых сообщений (имеет вход для цифровой записи речи);
- имеет возможность записи в полете речевых сообщений пилота или радиообмена в неразрушаемую память для последующего воспроизведения, общая длительность записываемой речи ограничена объемом памяти, оставшимся свободным от воспроизводимых речевых сообщений, т.е. в пределах (50 –  $T_{всп}$ ) мин.

## Глава 10

# РЕЧЕВЫЕ КОМАНДНЫЕ СИСТЕМЫ

Речевая командная система (РКС) относится к классу систем распознавания речи: она способна воспринимать команды пилота, отданные голосом. Как правило, этим ее функции и ограничиваются: по бортовым каналам связи РКС передает команды соответствующим системам бортового оборудования, которые их выполняют. Такой способ управления позволяет повысить эффективность взаимодействия пилота с БО за счет того, что управление производится естественным для пилота способом и при этом не отвлекает его от решения важных задач, требующих постоянного внимания к окружающей обстановке - пилотирования, ведения боевых действий и т.п. Ручное управление бортовыми системами вынуждает пилота в ходе полета отвлекаться от управления ЛА, а при наличии речевой командной системы нужную «кнопку» можно включить голосом. Подробнее функции РКС описаны в разделе 10.1.

Хотя в названии РКС по традиции присутствует слово «система», в настоящее время она представляет собой достаточно компактное устройство, так как большинство выполняемых ею операций реализуется программными средствами. Зачастую вся аппаратура РКС умещается на одной плате. Тем не менее с точки зрения реализации это сложное изделие. Внутреннее устройство РКС рассмотрено в разделе 10.2.

Раздел 10.3 посвящен характеристикам РКС – их номенклатуре и требуемым значениям. В разделе 10.4 речь идет о вредных факторах, затрудняющих задачу распознавания речи на борту ЛА, и о способах борьбы с ними.

Работа РКС основана на технологии *автоматического распознавания речи* (АРР), история которой насчитывает уже 60 лет (первая публикация относится к 1943 г.). Первоначально ставилась задача создать систему, близкую по своим речевым способностям к человеку. Однако успехи были весьма скромными, так как в процессе исследований выяснилось, что речевой сигнал очень изменчив и, кроме того, одного только этого сигнала часто недостаточно для понимания речи. Теперь уже ясно, что полное решение первоначальной задачи - распознавание любой связной речи произвольного диктора - не может быть достигнуто в ближайшем будущем. Причины этого и присущие системам распознавания речи ограничения излагаются в разделе 10.5.

Интерес к системам распознавания речи возобновился в последние годы, особенно после появления коммерческих систем, обеспечивающих приемлемую надежность распознавания. Успехи технологии АРР были обусловлены несколькими факторами. Во-первых, был доведен до зрелого состояния математический аппарат скрытых марковских цепей, который используют практически все системы распознавания. Во-вторых, были собраны

и стали доступны громадные коллекции речевых записей, на основе этого статистического материала разработчики могли проводить разработку, обучение и тестирование своих систем распознавания. В-третьих, возросшие вычислительные мощности компьютеров позволили реализовать более совершенные алгоритмы распознавания. И, наконец, массовое распространение персональных компьютеров привело к появлению недорогих высококачественных микрофонов и гарнитур, дешевой массовой памяти, к разработке естественных и легких для использования речевых интерфейсов взаимодействия пользователей с компьютером. Современное состояние коммерческих и авиационных РКС описано в разделе 10.6.

## 10.1. Функции

Речь передает несколько видов информации. Основная, *семантическая*, информация передает содержание сообщения, его смысл. Однако только этим роль речи в общении людей не исчерпывается: иногда не меньшее (если не большее) значение имеет *просодия* – эмоциональная окраска речи, интонация. Просодия несет информацию о физическом и эмоциональном состоянии говорящего, об отношении к высказыванию, тем самым дополняя, а часто изменяя его смысл (ирония, шутка и т.п.). Кроме того, в речи содержатся признаки, организующие диалог, на которые собеседник бессознательно реагирует. И, наконец, речь, как и любой звук, несет для слушателя информацию о положении источника звука в пространстве.

Для речевых командных систем интерес представляет только семантическая составляющая речевой информации, все остальное воспринимается как досадные помехи, усложняющие задачу распознавания. Высота звука также игнорируется, как не относящаяся к делу. Для русского языка и для других европейских языков такое решение допустимо, хотя существуют тональные языки, в которых высота звука может влиять и на смысл сказанного (например, китайский язык).

В общем случае системы распознавания речи могут использоваться для выполнения следующих функций:

- диктовки текста;
- идентификации личности по голосу;
- ввода данных с голоса;
- управления по речевым командам;
- доступа к информации по речевому запросу.

Перечисленные функции, за исключением диктовки текста и идентификации личности, свойственны и бортовым РКС. Система может вводить данные в бортовые системы, например, с помощью РКС пилот может устно задавать частоты настройки радиосредств. РКС может отвечать на вопросы пилота, например, сообщать ему параметры полета – скорость, высоту,

запас топлива. По запросу система может с определенным шагом озвучивать величину контролируемого параметра: «Скорость–200 ... скорость-190 ... скорость-180...». Такой диалоговый режим удобен: нет необходимости переводить взгляд на приборную доску, чтобы контролировать значение параметра, следовательно пилот не отвлекается от управления ЛА.

Но главной функцией РКС является управление. Команды, отдаваемые пилотом речевой командной системе, могут управлять:

- выбором вида изображения и набора информации на индикаторах;
- выбором режимов работы бортовых систем;
- выбором радиосвязных и навигационных средств;
- выбором способа атаки, распределением целей и т.п.

Первоначально планировалось использовать РКС и для более серьезных задач, например, во время ведения боя, однако присущие современным системам ограничения заставили от этой идеи пока отказаться.

Следует отметить, что как средство управления можно использоваться не только речь, но и просто голос: команды могут быть не словесные, а вокальные. Например, протяжный звук «А-а-а-а» может выполнять роль устройства управления курсора: пока звук тянется, список на экране бежит, звук прекратился – и список остановился. Такой способ может дополнять традиционное речевое управление, позволяя вокальными командами получать прямой доступ к требуемой функции. Несмотря на экзотичность этой идеи существуют разработки, доказывающие ее целесообразность.

Пока РКС внедряются только на боевых самолетах. Это объясняется, прежде всего, тем, что нагрузка на пилота боевого самолета значительно выше – и в силу того, что экипаж как правило меньше, чем на гражданских ЛА (часто один пилот), и в силу того, что кроме обычных задач пилотирования, навигации, управления системами ЛА, пилотам боевых самолетов приходится решать еще и тактические задачи, вести боевые действия. Поэтому обеспечение удобства управления для военных ЛА является более актуальной задачей, оказывающей существенное влияние и на эффективность боевого применения, и на безопасность полета.

## 10.2. Внутреннее устройство

Речь представляет собой акустический сигнал, который можно разделить на смысловые единицы – *слова*. Законченная мысль передается набором слов, составляющих *фразу*. В свою очередь слова состоят из отдельных звуков. Для распознавания речи важны только основные, самостоятельные звуки, которые отличают слова друг от друга. Они называются *фонемами*. В русском языке 39 фонем – 5 гласных и 34 согласных. Иногда разделяют фонему и ее акустическое представление, которое называют *фоном*. Разница между ними – как между чертежом и изготовленным по нему изделием.

Фонема не является одиночным звуком, она может быть представлена как серия звуков с подобными характеристиками. Эти элементарные звуки в АРР называют *аллофонами* (в лингвистике это понятие имеет несколько другой смысл). Фонема звучит по-разному в зависимости от соседних фонем. На нее оказывают влияние как предыдущие, так и последующие звуки речи, причем не только смежные с ней. Этот эффект называют *коартикуляцией*. Из-за него некоторые методы АРР оперируют не с фонемами/фонами, а с более сложными звуковыми единицами, учитывающими контекст для данного звука: с дифонами, трифонами или слогами. *Дифон* представляет собой сочетание основной фонемы и соседней с ней (до основной или после). *Трифон* - это сочетание основной фонемы и двух соседних с ней (до и после основной). *Слог* содержит гласный звук и связанные с ним соседние согласные звуки.

Система распознавания речи должна по звуковому сигналу восстановить слова естественного языка, произнесенные пользователем этой системы, которого в соответствии с принятой в АРР терминологией будем называть в дальнейшем *диктором*. Для систем, предназначенных для диктовки текста, задача этим и ограничивается. Что же касается речевой командной системы, она должна еще понять смысл команды и исполнить ее (или передать на исполнение другим специализированным системам).

Аппаратура РКС состоит из:

- 1) микрофона;
- 2) электроники, осуществляющей аналого-цифровое преобразование и шумоочистку;
- 3) компьютера, который выполняет все остальные операции под управлением заложенной в него программы.

Однако с учетом программного обеспечения внутреннее устройство системы гораздо сложнее. Функциональная схема РКС изображена на рис.10.1.

Речь в виде звуковых волн воспринимается микрофоном, который преобразует давление на чувствительный элемент в аналоговый речевой сигнал. Далее аналоговый сигнал подвергается обработке, включающей преобразование его в цифровую форму, фильтрацию/предкоррекцию, разбиение на стационарные участки и выделение на каждом участке удобных для анализа акустических параметров. Выделенные наборы параметров, называемые *векторами*, передаются дальше для анализа. Анализ состоит из трех этапов и включает акустический, лингвистический и семантический анализы. Задачей первого этапа – акустического анализа – является определение по последовательности векторов акустических параметров соответствующих им слов. При этом используются знания о звуковом образе слов, которые система хранит в виде эталонов или моделей. Совокупность этих эталонов называется *словарем*. Словарь составляется на этапе разработки системы и может дополняться и корректироваться при настройке системы на конкретного диктора. Процесс создания и загрузки в систему эталонов часто проходит интерактивно и носит название *обучения* или *тренировки* системы.

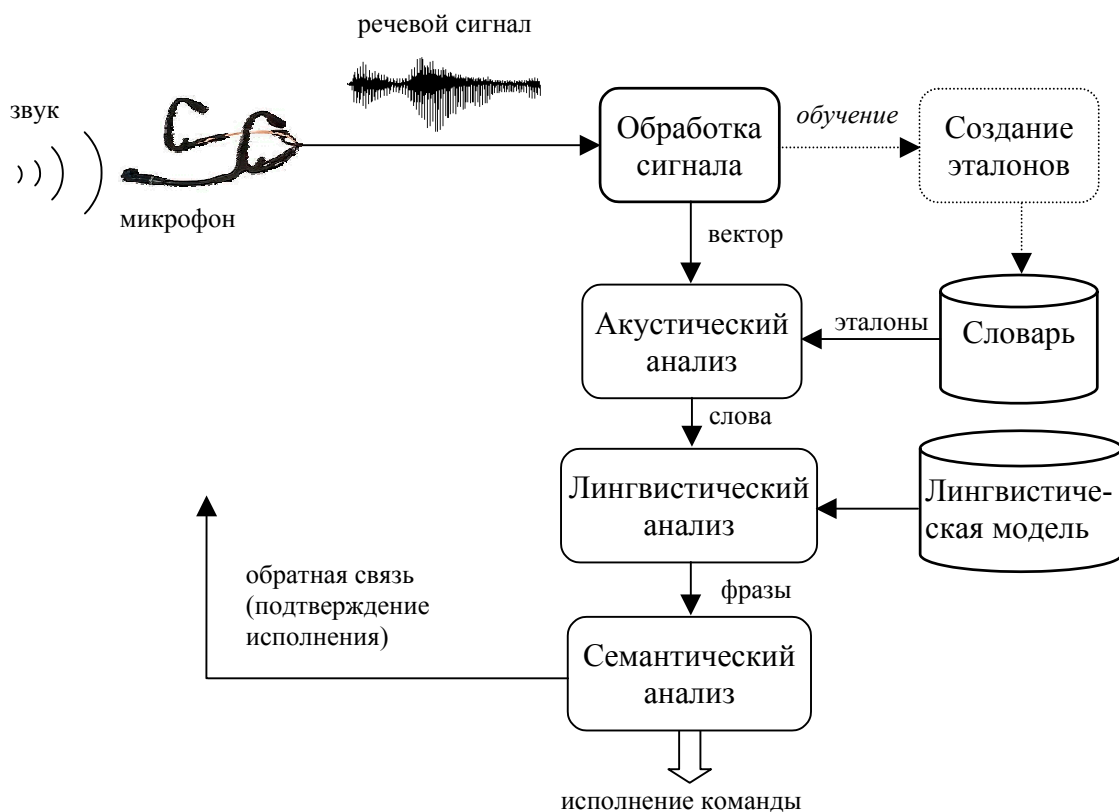


Рис.10.1. Функциональная схема речевой командной системы

Результаты акустического анализа носят вероятностный характер и нуждаются в уточнении. Этим занимается лингвистический анализ. Он пользуется знаниями о структуре языка, заложенными в систему на этапе проектирования в виде лингвистической модели. Распознанная фраза передается семантическому анализу, задача которого – понять смысл команды и организовать ее выполнение.

Рассмотрим выполняемые системой операции более подробно.

### ***Преобразование звука в цифровую форму***

Задачей начального этапа распознавания речи является восприятие генерируемых речевой системой человека звуков и преобразование их в речевой сигнал. Звук, как известно, представляет собой механические колебания, распространяющиеся в окружающей среде (в кабине ЛА средой распространения служит воздух). Давление звуковой волны воспринимается микрофоном и преобразуется им в электрический аналоговый сигнал.

Для дальнейшей обработки необходимо провести преобразование информационного образа речи из аналогового сигнала в дискретный. Эту

задачу решает аналого-цифровой преобразователь. АЦП осуществляет дискретизацию и квантование (п.3.1) речевого сигнала.

Дискретизация заключается в разбиении непрерывного сигнала на ряд дискретных отсчетов, каждый из которых представляет значение аналогового сигнала в соответствующий момент времени. Дискретизация позволяет сократить количество информации, подлежащей дальнейшей обработке, до необходимого минимума. Однако частота дискретизации, т.е. число отсчетов в секунду, должна быть достаточно велика, иначе могут быть пропущены важные изменения сигнала, присутствующие в его аналоговой форме. Согласно теореме Котельникова частота дискретизации  $F_0$  должна быть, как минимум, в два раза выше максимальной частоты преобразуемого сигнала  $F_{\max}$ . При меньшей частоте дискретизации начинает теряться информация, которая активно используется при распознавании. Особенно это важно для распознавания в условиях шумов. На практике частоту дискретизации следует выбирать даже несколько больше, чем рекомендует теорема Котельникова, так как в теореме рассматривается идеализированный случай. Частотный диапазон речи находится в пределах 100-8000 Гц. Однако в практических целях может оказаться достаточным и более узкий диапазон приема/передачи речи. Например, в телефонных сетях речь передается в диапазоне частот 300-3400 Гц. Для этого случая достаточно иметь частоту дискретизации 8 кГц. В других приложениях распознавания речи, в которых доступна более качественная передача речевого сигнала, обычно используют частоту дискретизации 10 кГц, 12 кГц или 16 кГц. Верхний предел частоты дискретизации – 20-25 кГц (раз максимальная частота речи  $F_{\max}=8$  кГц, то  $F_0$  должна быть несколько больше, чем  $2 \cdot F_{\max}=16$  кГц). Дальше увеличивать частоту дискретизации нет смысла: при незначительном увеличении полезной информации начинает увеличиваться количество бесполезной информации (шумов).

Квантование заключается в округлении замеренного аналогового сигнала с точностью до младшего разряда АЦП. Таким образом, квантованный сигнал может принимать только фиксированные значения с шагом, равным цене младшего разряда, в то время, как исходный сигнал был непрерывным и мог принимать любое значение. Необходимое количество разрядов АЦП  $n$  можно определить из выражения:

$$D = 6n + 1,8$$

где  $D$  – требуемый динамический диапазон в дБ. Интенсивность звука во время речи изменяется примерно от 20 дБ (шепот) до 70 дБ (громкий разговор), таким образом динамический диапазон может достигать 50 дБ. Исходя из этого количество разрядов АЦП должно быть не менее 8.

### ***Предкоррекция***

В большинстве случаев перед дальнейшей обработкой речевого сигнала производят предкоррекцию - выравнивание его спектра (pre-emphasis).



Предкоррекция призвана устранить естественные искажения  $-6$  дБ/октаву, возникающие в речевой системе человека при произнесении звуков. В результате предкоррекции верхняя часть спектра усиливается.

Основанием предкоррекции служит еще и то, что слуховой анализатор человека более чувствителен к звуку с частотой выше 1 кГц. Предкоррекция усиливает эту часть спектра, которая, по-видимому, содержит более важные для человека аспекты речи.

Речевой сигнал пропускают через корректирующий фильтр с передаточной функцией следующего вида:

$$W(z) = \sum_{k=0}^m a_k z^{-k}$$

где  $a_k$  – постоянные коэффициенты,  $m$  – целое число ( $m > 0$ ).

Чаще всего  $m=1$ , а передаточная функция фильтра имеет вид:

$$W(z) = 1 - a_1 z^{-1}$$

Коэффициенты  $a_1$  выбираются из диапазона от  $-0,4$  до  $-1,0$ , как правило – как можно ближе к  $-1$ , так как такой фильтр проще реализуется на ЭВМ с фиксированной точкой. Чаще всего  $a = -(1 - 1/16) \approx -0,95$ , откуда

$$W(z) = 1 - 0,95 z^{-1}$$

Существуют и другие более сложные способы предкоррекции. Адаптивная фильтрация автоматически выравнивает спектр сигнала перед спектральным анализом. Шумоподавляющая фильтрация ослабляет те части спектра, о которых известно, что они более всего искажены шумом.

Предкоррекция не является обязательной операцией. Многие системы распознавания речи не делают предкоррекции, а учитывают искажения спектра звука, свойственные человеческой продукционной системе речи, на этапе анализа.

### **Обработка отсчетов**

Дискретные отсчеты речевого сигнала обрабатываются частями, с определенным периодом, который называют *длиной кадра*. При этом под *кадром* понимают накопленный за этот период набор отсчетов.

Предпосылкой разбиения на кадры является представление о речи как квазистационарном процессе, спектр которого остается относительно неизменными в течение короткого периода времени (5-100 мс). Это позволяет разделить сигнал на порции - кадры, в пределах каждого из которых можно считать сигнал стационарным, тем самым сокращается объем данных для последующего анализа. Из каждого кадра в результате анализа будут извлечены существенные акустические параметры.

Длина кадра должна выбираться осторожно. Большая длина позволяет точнее передавать спектр сигнала, но может скрыть имевшие место быстрые изменения. Маленькая длина способствует выявлению изменений сигнала, но спектральные характеристики при этом передаются хуже. Таким образом, длина кадра является компромиссом между спектральным и временным разрешением. С точки зрения динамики речи, самые быстрые изменения могут происходить всего за несколько миллисекунд, в то время, как некоторые гласные звуки остаются относительно стабильными в течение 100-200 мс. Обычно используют кадры длиной 10-20 мс.

Длина кадра определяет период обработки сигнала, однако в общем случае при обработке используются не только отсчеты данного кадра, но и смежные отсчеты соседних кадров. Это делается для того, чтобы не пропустить существенных изменений, происходящих на границах кадра. Набор отсчетов, взятый в обработку, называется *окном*, а его длительность – *размером окна*. Окно захватывает целиком обрабатываемый кадр, а также часть смежных кадров (рис.10.2). В зависимости от принятой реализации в состав окна могут включаться отсчеты или предыдущего кадра, или следующего, или, чаще всего, обоих. Если в окно попадают отсчеты следующего кадра, то, естественно, обработка кадра должна быть задержана до тех пор, пока не закончится выделение следующего за ним кадра.

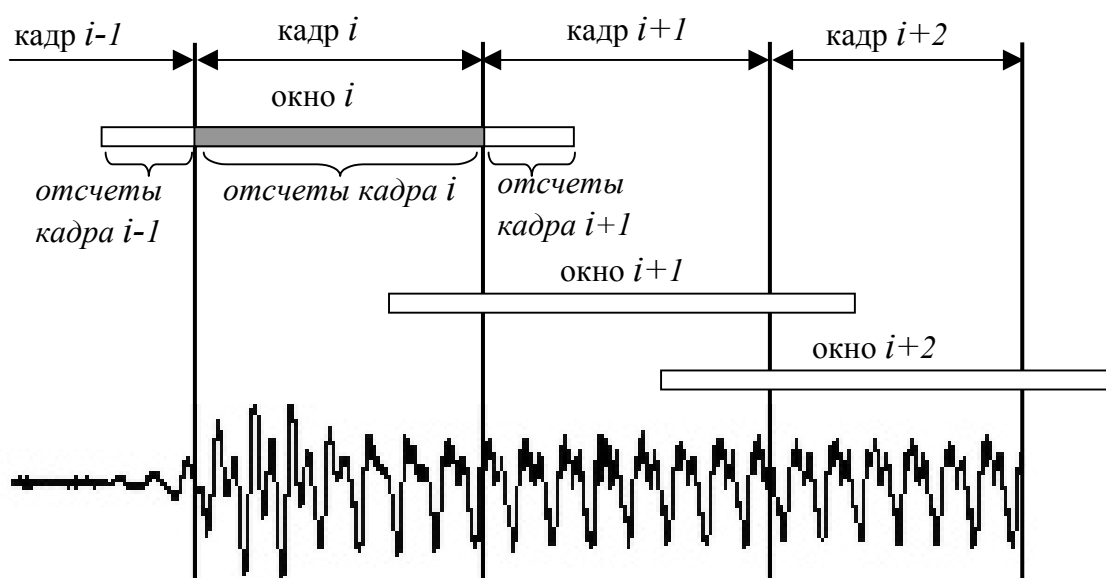


Рис.10.2. Обработка отсчетов

Размер окна должен быть согласован с длиной кадра. Если кадр выбирается коротким, чтобы зарегистрировать быстрые изменения в спектре сигнала, то и окно должно быть небольшим, иначе детали спектра, выделенные кадром, окажутся сглаженными окном. С другой стороны, чем ближе размер окна к длине кадра, тем больше вероятность пропустить действительные

изменения в спектре сигнала. Обычно длина окна в 1,5-3 раза больше длины кадра. Типичный размер окна составляет 25-32 мс.

Выделение предназначенной для обработки порции сигнала, ограниченного окном, эквивалентно умножению сигнала на функцию, которая принимает значение от 0 до 1. Простейшее окно (рис.10.3,а) [108] имеет прямоугольную форму и описывается функцией:

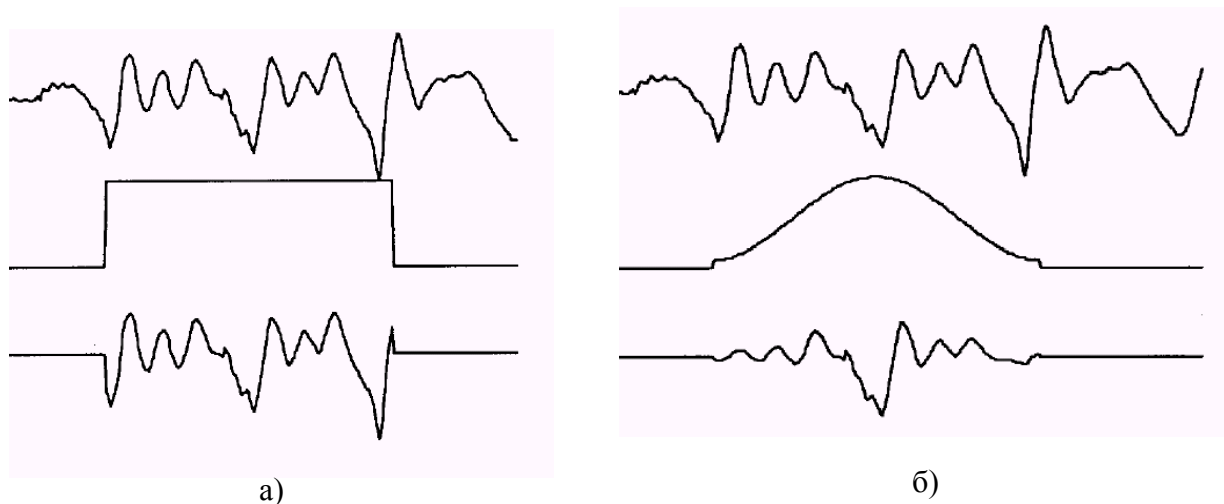
$$w(n) = \begin{cases} 1, & \text{в пределах окна } (n = 0, 1, \dots, N - 1); \\ 0, & \text{за пределами окна (все другие } n) \end{cases}$$

где  $N$  – количество отсчетов, попадающих в пределы окна;  $N = F_0 \cdot T$ ,  $F_0$  – частота дискретизации,  $T$  – размер окна.

Процесс ограничения речевого сигнала размером окна неизбежно искажает спектр сигнала на этом участке. Результирующий сигнал представляет из себя свертку исходного сигнала и функции окна. Чтобы процесс выделения порции сигнала не оказывал влияния на последующий спектральный анализ, выбирают иную, не прямоугольную форму окна, при этом стремятся сгладить его границы. Недостаток таких окон - неодинаковые веса различных отсчетов при вычислении спектра. Это приводит к погрешностям, особенно заметным для коротких сигналов. Для уменьшения погрешности применяют перекрытие соседних выборок (наложение окон друг на друга). Оптимальная величина перекрытия составляет  $\frac{1}{2}$  -  $\frac{1}{4}$  размера окна.

Для разных случаев разработан ряд функций, например, окна Ханна, Кайзера, Блэкмена, Бартлета и др. Чаще всего используют окно Хэмминга (рис.10.3,б), которое описывается функцией:

$$w(n) = \begin{cases} 0,54 - 0,46 \cos\left(\frac{2\pi n}{N-1}\right) & \text{при } n = 0, 1, \dots, N-1; \\ 0, & \text{все другие } n \end{cases}$$



**Рис.10.3. Обработка сигнала а) прямоугольным окном б) окном Хэмминга**  
*вверху – оригинальный речевой сигнал, в середине – окно, внизу – вырезанный кадр*

## *Извлечение акустических параметров*

После выделения кадра проводится его анализ, в результате которого формируется так называемый вектор - набор из 10-30 параметров, описывающих данный стационарный участок речевого сигнала. Эти параметры должны быть чувствительны к лингвистическому содержанию речи и в то же время они должны быть устойчивы по отношению к акустическим вариациям речи, к шуму, к особенностям речи, не имеющим значения для процесса распознавания (например, к высоте тона). В состав вектора часто включаются не только сами параметры, но и их производные до второго порядка включительно, что позволяет учесть скорость изменения параметров на взрывных звуках, таких, как «д», «г».

Выделение из звукового сигнала значимых для речи параметров является непростой задачей. Так как человек очень хорошо распознает речь даже в сложных условиях, получили распространение эмпирические методы, которые пытаются извлекать из речевого сигнала полезную информацию так, как это делает человек. Для этого создается модель слухового анализатора человека, выходные параметры которой аналогичны тем, которые использует слуховой анализатор человека. На вход модели подается речевой сигнал, а параметры на ее выходе составляют вектор искомых акустических параметров.

Проводить анализ непосредственно речевого сигнала неудобно, обычно оперируют со спектральным представлением сигнала. Спектральное представление, во-первых, позволяет сжать информацию, во-вторых, важные аспекты речи представлены в нем более ясно. Поэтому применяют преобразование сигнала, которое переводит его представление из временной области в частотную, а в состав вектора включают параметры, характеризующие спектральные свойства сигнала. Самый популярный параметр – кратковременная энергия сигнала. Она вычисляется по формуле:

$$P(n) = \frac{1}{N} \sum_{n=0}^{N-1} \left( w(n) s \left( m - \frac{N}{2} + n \right) \right)^2 \quad (10.1)$$

где  $N$  – количество отсчетов, попадающих в пределы окна;  $w(n)$  – функция окна;  $s(n)$  – речевой сигнал;  $m$  – номер дискретного отсчета центра окна (дискретное время).

Также используют такие акустические параметры, как коэффициенты разложения в ряд Фурье, кепстральные коэффициенты, энергия в определенной частотной области, спектральный градиент и др.

Параметры, характеризующие свойства речевого сигнала во временной области, также могут быть полезны для анализа, поэтому в состав вектора включают такие параметры, как число нулей интенсивности, максимальная амплитуда, разность между максимальным и минимальным значениям в положительной и отрицательной полуволнах сигнала и др.

Для преобразования сигнала в частотную область используют разные методы. Три основных метода – это пропускание речевого сигнала через набор полосовых фильтров, преобразование Фурье и линейное предсказание.

**Набор полосовых фильтров.** Метод, использующий для преобразования сигнала набор полосовых фильтров, исторически появился первым. Вначале фильтры реализовывали в виде аналоговых устройств, сейчас используют цифровые фильтры. Основанием метода являются свойства слухового восприятия человека. Эксперименты показали, что отдельные частоты сложного звука в пределах некоего диапазона человеком не различаются. Они начинают различаться только тогда, когда выходят за границы этого диапазона, размеры которого составляют примерно 10-20% от величины центральной частоты диапазона. Таким образом, весь диапазон звуковых частот, воспринимаемых человеком, можно разбить на ряд поддиапазонов, внутри которых он не различает отдельных частот. Набор полосовых фильтров можно считать грубой моделью слухового восприятия, которая как раз и реализует эту идею. Каждый фильтр настроен на свой поддиапазон. Ширина поддиапазонов не постоянна, как и в человеческом восприятии к верхним частотам она увеличивается и может изменяться от 100 Гц (на нижних частотах диапазона) до 3500 Гц (на верхних частотах диапазона). Общее количество фильтров зависит от ширины всего диапазона, обычно их 10-20. В таблице 10.1 приведены диапазоны частот для двух наборов фильтров, реализующих две самые популярные частотные шкалы – Bark-шкала и mel-шкала [109]. Для каждой шкалы в первой графе указана центральная частота данного диапазона  $F_b / F_m$ , а во второй – величина данного диапазона  $\Delta F_b / \Delta F_m$ .

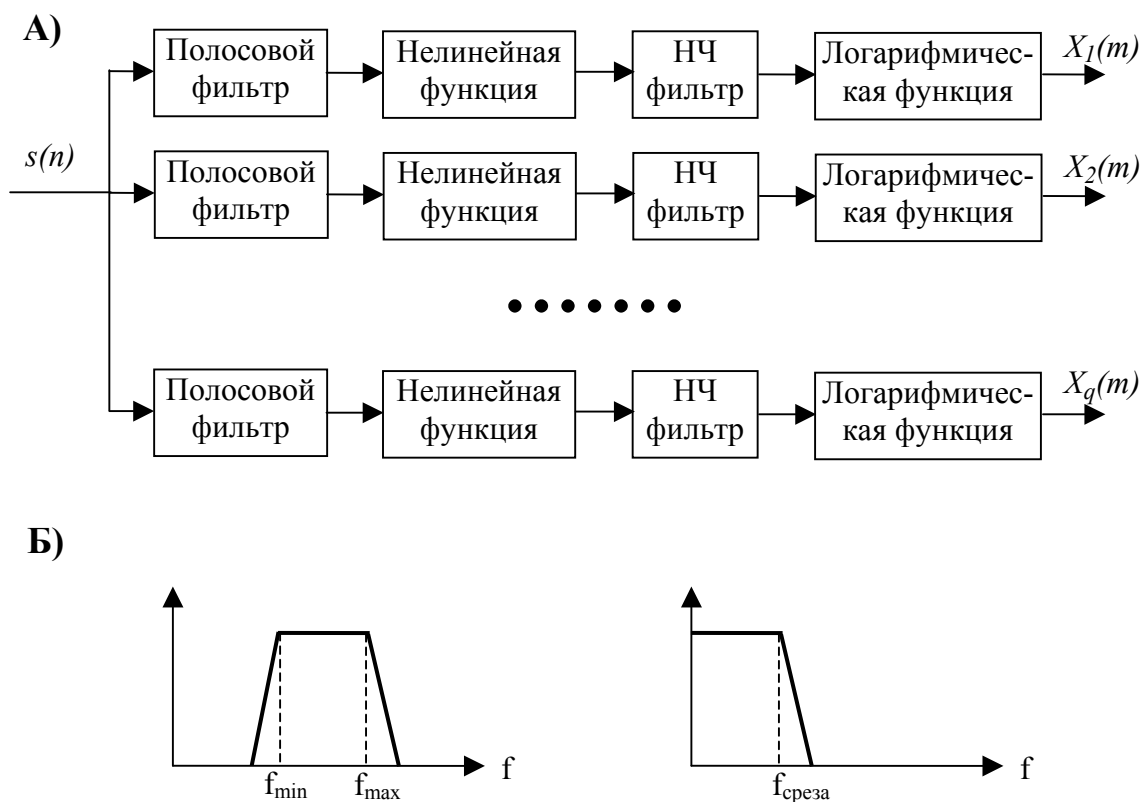
Таблица 10.1

**Диапазоны частот для полосовых фильтров**

№№ п/п	Bark-шкала		Mel-шкала		№№ п/п	Bark-шкала		Mel-шкала	
	$F_b$ , Гц	$\Delta F_b$ , Гц	$F_m$ , Гц	$\Delta F_m$ , Гц		$F_b$ , Гц	$\Delta F_b$ , Гц	$F_m$ , Гц	$\Delta F_m$ , Гц
1	50	100	100	100	13	1850	280	1516	211
2	150	100	200	100	14	2150	320	1741	242
3	250	100	300	100	15	2500	380	2000	278
4	350	100	400	100	16	2900	450	2297	320
5	450	110	500	100	17	3400	550	2639	367
6	570	120	600	100	18	4000	700	3031	422
7	700	140	700	100	19	4800	900	3482	484
8	840	150	800	100	20	5800	1100	4000	556
9	1000	160	900	100	21	7000	1300	4595	639
10	1170	190	1000	124	22	8500	1800	5278	734
11	1370	210	1149	160	23	10500	2500	6063	843
12	1600	240	1320	184	24	13500	3500	6964	969



Выходной сигнал каждого фильтра сглаживают, для чего сначала сдвигают спектр сигнала в область низких частот при помощи нелинейного преобразования, а затем пропускают через фильтр низких частот (как правило, с частотой среза 25 Гц). После этого сигнал используют непосредственно или сначала сжимают, логарифмируя его (рис.10.4). Выходные сигналы фильтров  $X_1(m)$ ,  $X_2(m)$ , ...  $X_q(m)$  характеризуют речевой сигнал. Обычно для каждого из них по формуле (10.1) вычисляют значение кратковременной энергии. Значения энергий в каждом из диапазонов образуют вектор акустических параметров.



**Рис.10.4. Преобразование речевого сигнала с помощью полосовых фильтров**  
 А) схема преобразования Б) характеристики полосового и НЧ фильтров

**Преобразование Фурье.** Спектральное представление получают путем разложения речевого сигнала в ряд Фурье (п.3.1): его представляют в виде суммы  $Q$  гармонических колебаний с частотами

$$f_i = \frac{i \cdot F_0}{Q}$$

где  $F_0$  – частота дискретизации,  $i=0,1, \dots, Q/2$ .

Дискретное преобразование Фурье для сигнала  $s(n)$  имеет вид:

$$S(f) = \sum_{n=0}^{N-1} s(n) e^{-j\left(\frac{2\pi f}{F_0}\right)n} \quad (10.2)$$

где  $f$  – частота;  $F_0$  – частота дискретизации,  $N$  – размер окна (количество отсчетов в пределах окна).

Набор полосовых фильтров, рассмотренный выше, легко можно смоделировать с помощью преобразования Фурье: по формуле (10.2) рассчитывается спектр, а затем получившиеся значения суммируются по диапазонам частот в соответствии с таблицей 1.

Альтернативным методом вычисления спектра сигнала является быстрое преобразование Фурье. Это дискретное преобразование Фурье, у которого есть одно ограничение: все частоты кратны  $F_0/N$ . Такие частоты называются ортогональными. Такое преобразование называется быстрым потому, что для его вычисления достаточно  $N \log N$  сложений и  $N \log N / 2$  умножений, в то время, как дискретное преобразование Фурье требует около  $N^2$  операций. Недостатком является то, что необходимые для реализации конкретной модели частоты (например, приведенные в таблице 1) приходится аппроксимировать ортогональными частотами, точность при этом теряется.

Преобразование Фурье подходит для квазистационарного сигнала, каковым речевой сигнал бывает не всегда, например, для глухих взрывных согласных типа «п», «т», «к» характерны быстрые изменения. Для анализа нестационарного сигнала применяют wavelet-преобразование.

**Линейное предсказание.** В основу метода линейного предсказания положена идея о том, что вокальный тракт человека, а следовательно и речь, можно смоделировать с помощью линейной системы, возбуждаемой или периодическими импульсами (звонкие звуки), или случайным шумом (глухие звуки). Параметры системы не постоянны, а изменяются во времени в соответствии с требуемым речевым сигналом, что обеспечивается цифровым фильтром на выходе системы (рис.10.5). Он моделирует работу вокального тракта и губ человека.

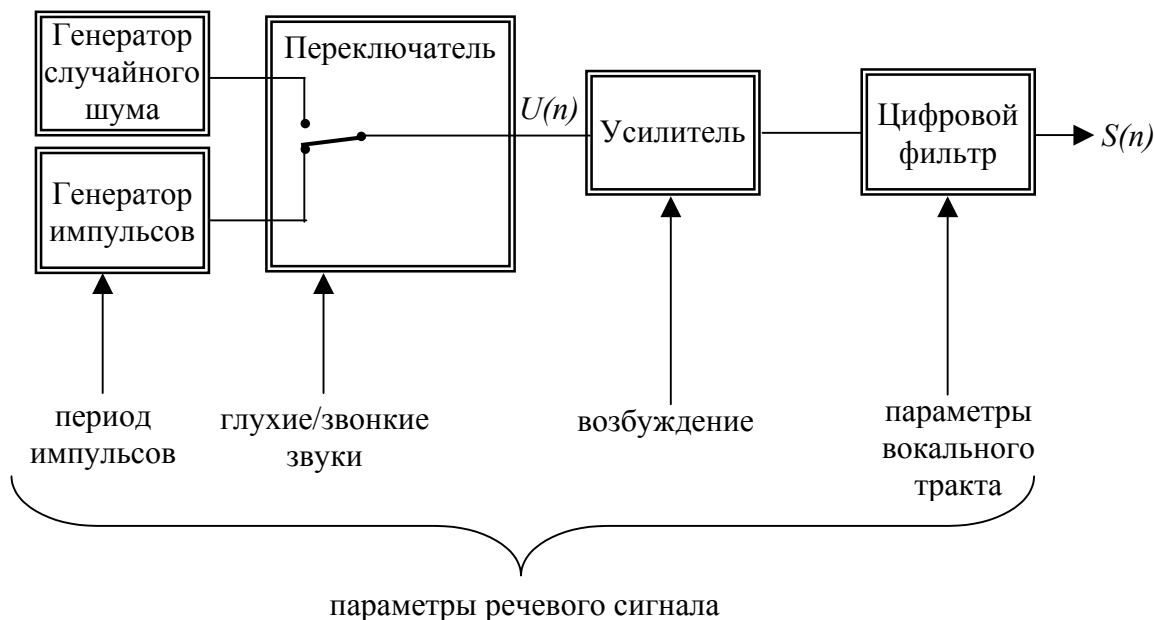
Текущий отсчет речевого сигнала  $S(n)$  аппроксимируется линейной комбинацией предыдущих  $m$  отсчетов:

$$S(n) \approx a_1 S(n-1) + a_2 S(n-2) + \dots + a_m S(n-m) = \sum_{i=1}^m a_i S(n-i)$$

где  $a_i$  – постоянные коэффициенты.

Своим названием метод обязан тому факту, что при помощи линейной комбинации прошлых дискретных отсчетов предсказывается следующий отсчет и исходя из этого уточняются коэффициенты. Задача распознавания может быть решена путем подбора коэффициентов фильтра  $a_i$ , при которых отличие модели от измеренного речевого сигнала минимально. Эта задача может быть решена двумя разными методами: методом автокорреляции и методом

ковариации. Когда коэффициенты подобраны, можно сделать вывод о том, что же было произнесено диктором. Вычисленные коэффициенты составляют вектор акустических параметров.



**Рис.10.5. Синтез речи методом линейного предсказания**

Часто используют методы PLP (Perceptual Linear Prediction) и MFCC (Mel-frequency Cepstral Coefficients). Метод PLP представляет собой комбинацию преобразования Фурье и линейного предсказания. Метод MFCC сначала тоже применяет преобразование Фурье (10.2), а затем другое преобразование, называемое кепстрем (cepstrum – анаграмма лат. spectrum, «спектр»), которое применяет инверсное преобразование Фурье к логарифмическому спектру речевого сигнала, полученному в результате первого преобразования Фурье:

$$c(n) = \sum_{k=0}^{N-1} \lg|S(k)| e^{j\frac{2\pi}{N}kn} , 0 \leq n \leq (N-1)$$

Вектор акустических параметров составляют кепстральные коэффициенты  $c(n)$ . Логарифмическая шкала, используемая этим методом, подобна той, которая присуща слуховой системе человека (чувствительность к частоте звука изменяется по логарифмическому закону).

Результаты, получаемые методами спектрального представления сигнала могут быть улучшены за счет применения при разработке или обучении РКС линейного дискриминантного анализа. Это оптимизирующая техника, с ее помощью подыскиваются комбинации частотных поддиапазонов, позволяющих



наилучшим образом различать слова из словаря системы. Самый известный вариант линейного дискриминантного анализа носит обозначение IMELDA.

### *Акустический анализ*

Выделенные из кадров векторы поступают в распоряжение акустического анализа, который воссоздает по ним произнесенные слова, сравнивая с эталонами в своей базе данных. Задача усложняется тем, что речевой сигнал очень изменчив и полного совпадения конкретного речевого сигнала с хранящимся эталонами ожидать не приходится. Во-первых, скорость произнесения одних и тех же звуков может быть различна. Даже у одного диктора одни и те же произносимые слова каждый раз меняются по длительности. А если те же слова произносятся разными людьми, их длительности могут различаться еще больше. Во-вторых, размеры и форма органов речи у людей разные, поэтому их резонансные частоты также отличаются. В-третьих, принятый сигнал не идеален, он искажается трактом приема и содержит помехи, вызванные внешними шумами.

Применяют несколько методов акустического анализа. Акустико-фонетический метод пытается решить задачу распознавания логическим путем, опираясь на знания о природе речи и акустических свойствах звука. Предполагается, что речь состоит из звуковых единиц (фонем), обладающих уникальными акустическими характеристиками, что позволяет человеку распознавать их. Далее считается, что фонема полностью характеризуется набором параметров, такими, как формантные частоты, глухой/звонкий звук, высота тона. Акустико-фонетический метод анализа распознает фонемы по их особенностям, а по сочетаниям фонем узнает слова. Этот метод считается перспективным, однако отсутствие полного знания об акустических законах, неспособность извлечь из звукового сигнала набор данных, позволяющих точно дифференцировать фонемы, и огромная трудоемкость предварительной лингвистической подготовки словаря привели к тому, что сейчас акустико-фонетический метод как самостоятельный метод анализа имеет ограниченное распространение. Он используется для контроля результатов распознавания, полученных другими методами.

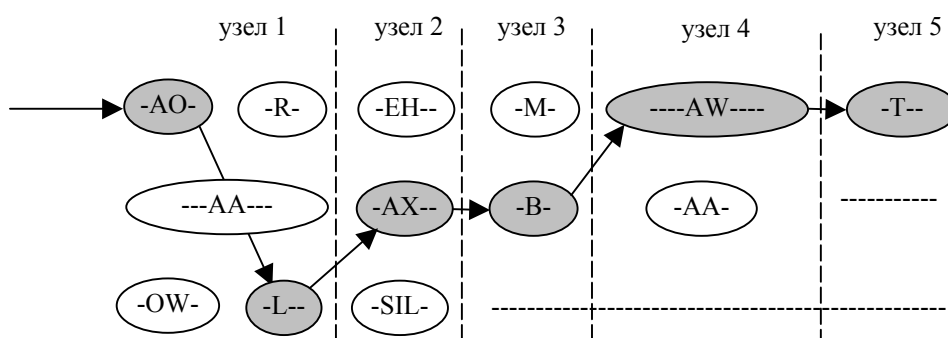
Гораздо более успешными оказались эталонные методы. Они решают задачу распознавания путем сопоставления речевого сигнала с эталонами. Эти эталоны создаются во время обучения системы на основе коллекции речевых записей. Так как обучение проводится на базе экспериментального материала, то в отличие от акустико-фонетического метода распознавания оно может быть автоматизировано и не требует непременно участия экспертов-лингвистов. Системы распознавания речи, использующие эталонные методы, имеют приемлемую надежность распознавания и получили коммерческое признание. Эталоны задают разными способами. Основные из них – кодовая книга и скрытые марковские цепи. Менее употребляемыми, но перспективными

методами являются искусственные нейронные сети, динамические статистические поля без стационарных состояний и распознавание образов (если изменение спектра во времени отобразить в виде изображения, анализируя это изображение можно распознавать речь).

Рассмотрим основные методы распознавания речи более подробно.

**Акустико-фонетический метод.** Принятый звуковой сигнал сегментируется - разбивается на фонемы. Получающаяся в результате этого фонетическая транскрипция позволяет восстановить исходные слова. При этом система использует хранящиеся в ее словаре фонетические записи всех используемых диктором слов.

Из-за изменчивости речевого сигнала при сегментировании возможны разные варианты деления на фонемы, ни один из которых не может быть заранее с уверенностью принят или отброшен. Чтобы преодолеть эту неопределенность строится так называемая *решетка* (lattice) из возможных последовательностей фонем, а затем в словаре ищется слово, которое можно получить, переходя по узлам решетки из начала в конец слова (на рис.10.6 показана решетка для фразы «all about», адаптировано из кн. Rabiner L., Juang B.W. Fundamentals of Speech Recognition.- NJ.-Prentice Hall.-1993.).



**Рис.10.6. Решетка для фразы «all about»**

Чтобы учесть эффект коартикуляции в качестве звуковых единиц речи могут использоваться не чистые фонемы, а их сочетания – дифоны и слоги.

**Кодовая книга.** Метод анализа с кодовой книгой основан на предварительном обучении системы. При обучении создаются эталоны, с которыми система впоследствии сравнивает речевой сигнал. Эти эталоны формируются путем обобщения и усреднения акустических параметров по речевым записям, полученным от конкретных дикторов. Эталоны задаются в виде набора векторов акустических параметров и задача распознавания заключается в сравнении последовательности векторов, извлеченных из речевого сигнала, с хранимыми в кодовой книге эталонными последовательностями. Дикторонезависимые системы этого типа создаются с использованием большого количества реализаций каждого эталонного элемента (слова, фонемы) разными дикторами и в разных условиях, благодаря чему удается установить соответствие вектора измеренных акустических параметров

одному из эталонов. Необходимый объем вычислений достаточно велик. Так как он напрямую связан с размером словаря, то методы на основе кодовой книги используют при не очень больших размерах словаря – до нескольких тысяч слов.

Для выделения в речевом сигнале отдельных слов необходимо уметь различать речь и паузу. Для отделения кадров, содержащих речь, от кадров, содержащих паузы, могут быть использованы такие параметры сигнала, как уровень кратковременной энергии и число переходов интенсивности сигнала через ноль. Звонкие звуки речи имеют высокий уровень кратковременной энергии и по этому признаку легко отделяются от пауз. С глухими звуками дело обстоит сложнее, так как они имеют низкий уровень кратковременной энергии. Но можно воспользоваться тем, что большая часть их энергии лежит в области высоких частот, что приводит к большому количеству переходов интенсивности сигнала через ноль в пределах кадра. Задав пороговые уровни перечисленных параметров для паузы и для фонемы, можно их различить. Другой популярный способ выделения речи состоит в получении и анализе спектрограммы звука, которая представляет собой трехмерное представление интенсивности звука в разных частотных диапазонах и в разные интервалы времени. Анализ распределения энергии сигнала позволяет отделить речь от шума (паузы).

В качестве эталонов используют целые слова или их части. Если эталонами являются слова, то слово непосредственно сравнивается с эталонами словаря. Часто в качестве эталонов используют не слова, а элементы фонем. Таких элементов насчитывают около 1000 и если словарь системы распознавания содержит большее количество слов, то с целью экономии памяти целесообразно задавать эталоны не в виде слов, а в виде фонетических элементов. Совокупность этих элементов образует фонетическую кодовую книгу. По акустическим параметрам каждого кадра определяется ближайший к этому кадру элемент фонемы, затем в словаре отыскивается слово, у которого набор эталонных элементов подобен содержащемуся в речевом сигнале. Такой подход напоминает акустико-фонетический метод, отличие заключается в том, что эталоны получены опытным путем и при сравнении с ними используются не аналитические, а статистические методы.

В результате для каждого кадра формируется список из наиболее вероятных элементов в порядке убывания вероятности. Этот список состоит из ссылок на соответствующие элементы кодовой книги. Оригинальные векторы не сохраняются и дальше не передаются.

Для классификации измеренных векторов, то есть для нахождения соответствующих им эталонных элементов в фонетической кодовой книге нужно уметь каким-то образом измерять степень подобия. Часто ее оценивают по расстоянию между векторами в евклидовом пространстве. Каждый параметр вектора рассматривается как координата многомерного пространства. Вычисляются разности между одноименными параметрами измеренного

вектора и эталона, а затем вычисляется расстояние  $d_w$  как квадратный корень из суммы квадратов этих разностей. Операция повторяется для каждого эталона. Эталон, у которого вычисленное расстояние будет минимально, скорее всего является искомым словом. Так как параметры могут иметь разное значение для распознавания, это можно учесть весовыми коэффициентами. Тогда выражение для вычисления меры расхождения звука и эталона имеет вид:

$$d_w(\bar{x}, \bar{y}) = \sqrt{|\bar{x} - \bar{y}|^T \underline{W} |\bar{x} - \bar{y}|}$$

где  $\bar{x}, \bar{y}$  - измеренный и эталонный векторы,  $\underline{W}$  - матрица весовых коэффициентов  $w_{ii}$ :

$$\bar{x} = \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \\ \dots \\ x_k \end{bmatrix}, \bar{y} = \begin{bmatrix} y_1 \\ y_2 \\ \dots \\ y_k \end{bmatrix}, \underline{W} = \begin{bmatrix} w_{11} & w_{12} & \dots & w_{1k} \\ w_{21} & w_{22} & \dots & w_{2k} \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ w_{k1} & w_{k2} & \dots & w_{kk} \end{bmatrix}$$

Метод вычисления расстояния в евклидовом пространстве дает однозначные результаты, прост, но плохо работает при характерных для речи наложениях элементов фонем друг на друга (коартикуляция).

В общем случае соответствие между векторами речевого сигнала и соответствующими векторами эталонов неизвестно. Длительность фонем не постоянна, в конкретной реализации слова она может отличаться от той, которую имеет эталон. Даже если известно начало и конец слова, могут иметь место вариации в длительности отдельных фонем внутри слова (рис.10.7), поэтому линейное сжатие или растяжение измеренного слова до размеров эталона не всегда срабатывает. Такой способ дает удовлетворительные результаты только при распознавании изолированных слов.

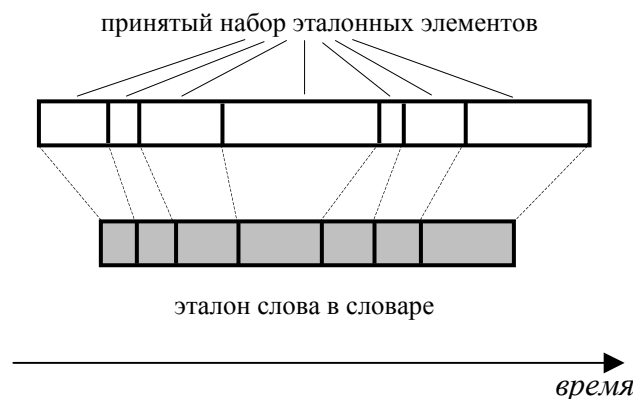


Рис.10.7. Отличие реализации слова от эталона

Поэтому применяют методы динамического программирования, с помощью которых ищут максимальное подобие образов измеренного сигнала и эталонов словаря. Недостаток динамического программирования - большой объем вычислений.

Простейший такой метод - динамическое искажение времени (dynamic time warping, DTW). Его суть, в общих чертах, в том, что вычисляется расстояние между каждым вектором элементов речи и каждым вектором эталонов словаря. С помощью динамического программирования или алгоритма Витерби ищется эталон с последовательностью векторов, имеющих минимальное совокупное расстояние от измеренной последовательности. При этом некоторые вектора эталона могут отбрасываться, а некоторые могут повторяться. Найденный эталон с минимальным расстоянием и является произнесенным словом.

**Скрытые марковские цепи.** В основу метода положено представление о марковской цепи. Рассматривается некий объект, который имеет несколько состояний и может переходить из одного состояния в другое, причем текущее состояние зависит только от предыдущего. Поведение объекта определяется цепью переходов из начального состояния до текущего. Это и есть марковская цепь. Она изображается в виде графа, где вершины обозначают состояния объекта, а направленные дуги показывают возможные пути перехода из состояния в состояние (рис.10.8). Возле каждой дуги проставляется вероятность этого перехода. Вероятность перехода из некоего состояния  $X$  в состояние  $Z$  через промежуточное состояние  $Y$  определяется как

$$P(X,Y,Z) = P(X) \cdot P(Y|X) \cdot P(Z|Y),$$

где  $P(Y|X)$  и  $P(Z|Y)$  – условные вероятности перехода из состояния  $X$  в состояние  $Y$  и из состояния  $Y$  в состояние  $Z$ .

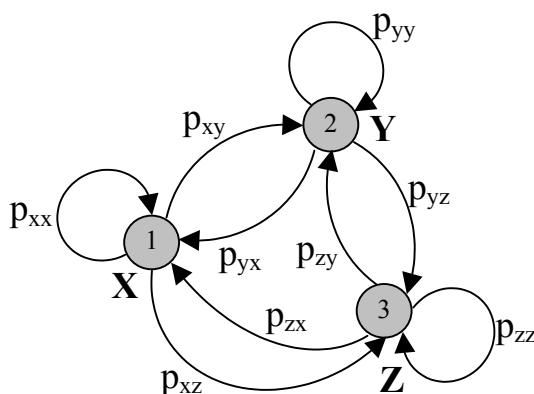
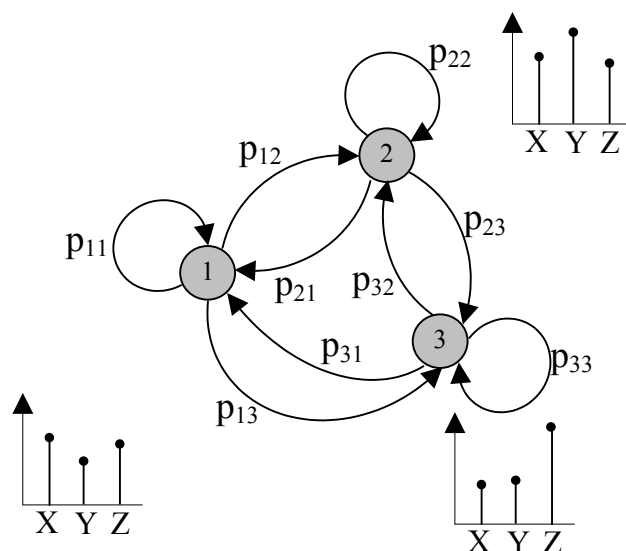


Рис.10.8. Марковская цепь

Скрытая марковская цепь является развитием идеи марковской цепи и описывает пару стохастических процессов, первый из которых не поддается прямому наблюдению и представляет собой обычную марковскую цепь, а второй наблюдаем и представляется последовательностью случайных переменных в пространстве акустических параметров.

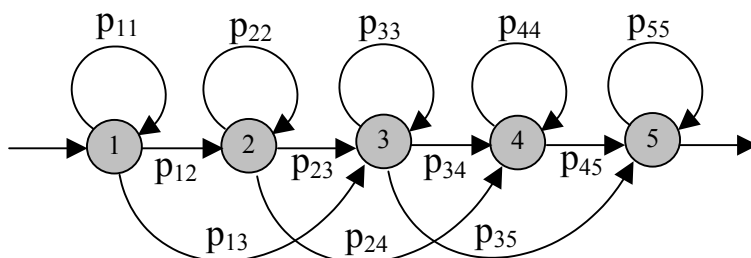
В скрытой марковской цепи текущее состояние точно неизвестно. В каждой вершине графа объект может принимать с некоторой вероятностью любое из возможных состояний (рис.10.9).



**Рис.10.9. Скрытая марковская цепь**

Если для обычной марковской цепи по известной последовательности состояний можно проследить все переходы объекта (например, последовательности состояний YXXZYX на рис.10.8 однозначно соответствует цепь переходов 2-1-1-3-2-1), то для скрытой марковской цепи это невозможно, то есть цепь переходов скрыта за стохастическим процессом. В этом случае имеет место двойная стохастичность: не только переходы из состояния в состояние случайны, но даже и принимаемое в результате перехода состояние определяется распределением вероятностей. В случае распознавания речи двойная стохастичность нужна для представления двух видов изменчивости речевого сигнала – временной и спектральной. Временная изменчивость моделируется вероятностными переходами, а спектральная изменчивость – вероятностными состояниями скрытой марковской цепи. Скрытая марковская цепь представляет звук как последовательность дискретных стационарных состояний с мгновенными переходами между ними. Каждая фонема описывается своей скрытой марковской цепью из  $Q$  состояний. Для описания любой фонемы, в принципе, достаточно пяти состояний (рис.10.10). Состояния цепи соответствуют измеряемым векторам, а переходы возможны только слева направо. Дуги, замкнутые на себя, моделируют временную изменчивость

фонем. Во время обучения системы итерационным путем определяются вероятности всех переходов и вероятности того, что определенный набор акустических свойств (определенный вектор) может наблюдаться в каждом из состояний цепи. Каждое слово, в свою очередь, представляется в словаре системы как скрытая марковская цепь из нескольких фонем, а каждая фраза – как скрытая марковская цепь из нескольких слов.



**Рис.10.10. Скрытая марковская цепь, моделирующая элемент речи**

Во время работы системы для всех эталонов фонем рассчитывается вероятность того, что данная фонема могла вызвать наблюдаемый набор акустических векторов. Причем эта вероятность рассчитывается для всех возможных последовательностей состояний цепи, моделирующей данную фонему. Вероятность вычисляется путем последовательного умножения вероятности того, что соответствующий вектор может появляться в данном состоянии на вероятность перехода в данное состояние из предыдущего. Эталон, у которого рассчитанная вероятность максимальна, и есть искомая фонема. Аналогично рассчитывается для всех слов словаря вероятность того, что найденная последовательность фонем является данным словом. Слово с максимальной вероятностью принимается как распознанное. И, наконец, точно так же рассчитывается вероятность того, что найденная последовательность слов является данной фразой (командой РКС).

Чтобы уменьшить объем работы применяют различные аппроксимирующие поисковые алгоритмы, алгоритм Витерби.

Основное ограничение этого метода - плохое моделирование корреляции между последовательными векторами акустических параметров. То есть предполагается, что появление одного вектора не зависит от появления остальных, что не совсем соответствует реальным процессам.

### ***Лингвистический анализ***

Лингвистический анализ проверяет информацию, получаемую от акустического анализа, используя априорные сведения о структуре естественного языка. Естественный язык сильно структурирован, в нем разрешены далеко не все возможные варианты: за одним звуком/словом могут следовать только определенные звуки/слова. Анализируются все возможные

варианты интерпретации сигнала и выбирается наиболее вероятное для данного языка сочетание. Это позволяет увеличить достоверность распознавания.

Вероятность того, что было сказано слово  $W$  если воспринят акустический сигнал  $A$ , определяется из выражения:

$$P(W | A) = \frac{P(A | W) P(W)}{P(A)}$$

где

$P(A|W)$  – вероятность того, что при произнесении слова  $W$  получается акустический сигнал  $A$  (определяется на основе статистического речевого материала во время обучения системы);

$P(W)$  – вероятность появления в речи слова  $W$  (априорно известна из лингвистики для всех слов языка);

$P(A)$  – вероятность того, что был измерен акустический сигнал  $A$  (это значение было вычислено акустическим анализом).

Цель распознавания речи – уменьшить процент ошибок путем повышения вероятности  $P(W|A)$ . Этого можно добиться, увеличивая  $P(A|W)$  во время обучения системы.

Большинство используемых при анализе лингвистических моделей – статистические по своей природе. Две самые популярные – сети и  $N$ -граммы ( $N$ -gram).  $N$ -граммы основаны на марковских цепях, в которых заданы вероятности появления цепочки из  $N$  слов. Биграммы ( $N=2$ ) дают вероятности для всех пар слов из словаря системы. Триграммы ( $N=3$ ) определяют вероятность появления для всех троек последовательных слов.

В интересах лингвистического анализа можно использовать также просодию и контекст. Просодия в виде данных о ритме и высоте речи может помочь определить содержание высказывания. Очень полезен также контекст, то есть тема речи. Если тема известна, это значительно уменьшает возможный словарь и количество альтернативных вариантов распознавания.

### ***Обучение системы***

Важной задачей создания системы является ее обучение или, как часто говорят, тренировка. Обучение выполняется до начала основной работы. Первичное обучение системы производится в процессе ее разработки и заключается в извлечении полезной информации из образцов речи разных дикторов. В процессе обучения создается словарь в который включаются используемые этой системой эталоны (слова, фонемы или фразы). Эталоны хранятся в базе данных словаря или в виде шаблонов, полученных методом усреднения из обработанного речевого материала, или в виде моделей, характеризующих статистические свойства эталонов.

Качество базы данных является важным условием безошибочного распознавания речи. Она создается на основе образцов речи различных людей с



различными особенностями произношения. У дикторозависимой РКС база данных в результате обучения корректируется под конкретного диктора. При обучении выделяются наиболее важные особенности произношения и записываются в виде профиля данного человека.

### 10.3. Характеристики

Основной характеристикой речевых командных систем является надежность распознавания (этот показатель также называют качеством распознавания). Общепринятыми также стали характеристики, положенные в основу классификации систем распознавания речи в стандарте Microsoft Speech API: интервал между отдельными словами, зависимость от диктора, размер словаря и степень детализации при задании эталонов слов. Кроме того, системы распознавания речи характеризуют коэффициентом ветвления, отношением сигнал/шум, допустимой скоростью речи. Для бортовой РКС важной характеристикой является и время реакции системы. Рассмотрим эти характеристики.

**Надежность распознавания.** Надежность распознавания - это количество правильно распознанных слов, отнесенное к общему их количеству. Надежность распознавания  $R$  выражают в процентах и вычисляют следующим образом:

$$R = \left( 1 - \frac{n_s + n_i + n_d}{N} \right) \times 100$$

где  $N$  – общее количество распознанных слов,  $n_s$  – количество неправильно распознанных слов (ошибки замещения: одно слово заменено другим),  $n_i$  – количество добавленных слов (ошибки вставки: добавлены слова, которых не было в речи),  $n_d$  – количество пропущенных слов (ошибки пропуска: в речи эти слова были, но система их не распознала).

Чтобы претендовать на часть функций управления, традиционно выполняемых вручную, речевые командные системы должны обеспечивать высокую надежность распознавания, количество ошибок должно быть не более, чем при использовании ручных средств. Известно, что относительная доля ошибок при наборе на клавиатуре компьютера в условиях офиса составляет 1,5-2%. В напряженных условиях полета процент ошибок, конечно, увеличивается. Эксперименты в реальном полете на военном самолете показали, что ошибочный ввод данных пилотом имеет место в среднем в 2,2% случаев, а при скоростном маловысотном полете ошибки составляют 2,9% [108]. Поэтому применяя РКС вместо ручного управления логично потребовать, чтобы надежность распознавания в типовом полете была не менее 95-98%.

**Тип воспринимаемой речи.** Система распознавания речи может быть рассчитана на распознавание непрерывной, дискретной или спонтанной речи.

*Непрерывная речь* – это естественная речь, в которой все слова произносятся слитно, в обычном темпе. *Дискретная речь* представляет собой искусственно задержанную непрерывную речь. Диктору приходится делать паузы между словами, длительность паузы составляет 100-250 мс. *Спонтанная речь* – это разговорная речь, в которой допускаются паузы, незаконченные слова, неречевые звуки, слова, отсутствующие в лексиконе и т.п. («...Спонтанная речь...хм-м-м...это такое...такая речь, которая - как бы это сказать? - ахинея, что ли...»). Конечно распознавать такую речь наиболее сложно и современные системы на это не рассчитаны.

Кроме того, существуют системы, распознающие связанные группы слов – команды. Между словами команды выдерживаются только естественные паузы, специальное затягивание речи не требуется. Наконец, еще одним классом являются системы, улавливающие ключевые слова в непрерывной речи.

Достигнуть требуемой надежности распознавания слитной речи в реальных условиях полета пока не представляется возможным, а использование дискретной речи с паузами между словами для бортового применения совершенно неприемлемо, поэтому в настоящее время большинство РКС ориентировано на распознавание команд – фраз, состоящих из двух и более слов, произносимых в обычном темпе, то есть слитно.

**Зависимость от диктора.** В этом отношении РКС делятся на дикторозависимые и дикторонезависимые. Дикторозависимая система способна надежно распознавать речь только одного пользователя – того, на которого она настроена. Настройка на голос диктора называется *обучением* или *тренировкой* системы. В течение этого времени диктор диктует системе те слова, которыми он будет пользоваться, а система запоминает особенности его речи. Так как объем словаря может быть большим, обучение системы может занимать от 30 минут до нескольких часов. С другими пользователями дикторозависимая система также может работать, но без предварительной настройки надежность распознавания будет гораздо ниже.

Независимая от диктора система позволяет работать с ней без предварительной настройки. Независимость от диктора достигается за счет хранения звуковых эталонов для всех наиболее типических голосов носителей данного языка и требует в несколько раз большей производительности и памяти, чем в дикторозависимых системах.

Существует и третья разновидность систем - адаптивные. Они дикторонезависимые, но способны к самообучению. Начиная работать с конкретным диктором, система постепенно настраивается на его манеру речи и по мере работы повышает надежность распознавания.

Сделать систему дикторонезависимой пока проблематично, все современные авиационные РКС дикторозависимые. Речевой профиль пилота готовится заранее на специальной рабочей станции и загружается в систему перед полетом. Однако исходя из того соображения, что в результате каких-

либо отказов аппаратуры или недоразумений с речевым профилем пилот не должен остаться вообще без поддержки системы, в РКС необходимо обеспечивать распознавание голоса произвольного диктора с надежностью, как минимум, 60-70%.

**Размер словаря.** Размер словаря – это количество слов, которые способна распознать система. По размеру словаря системы распознавания речи принято делить на системы с маленьким словарем (менее 200 слов), средним (200-1000 слов), большим (1000-5000 слов), очень большим (более 5000 слов) и неограниченным (более 64000 слов). Большой словарь дает системе некоторые преимущества, но нужен далеко не всегда: активная лексика, используемая человеком в конкретном контексте, насчитывает не более 1000 слов, поэтому для специализированных приложений можно ограничиться словарем среднего размера, в частности словарь из 300 слов можно считать достаточным для тех задач, которые ставятся сегодня перед бортовыми РКС. Однако с расчетом на будущее желательно иметь словарь размером не менее 1000 слов.

**Степень детализации при задании эталонов.** Задачей РКС является отождествление звукового образа с конкретным словом или фразой. Для этого система должна хранить в своей памяти эталоны звуков. В качестве эталонов могут использоваться как целые слова, так и их элементы – фонемы, слоги и т.п. Так как требующийся системе объем памяти пропорционален количеству хранимых эталонов, для систем с большим размером словаря хранить эталоны в виде слов невыгодно: требуется слишком большой объем памяти, а сравнение занимает много времени. Количество элементов, из которых состоят слова, относительно невелико, во всяком случае значительно меньше общего количества слов, поэтому такой способ задания эталонов используют тогда, когда нужен большой словарь. Если же словарь не слишком велик, зато на первый план выходят скорость и надежность распознавания, как это имеет место в бортовых РКС, то хранение эталонов в виде целых слов оказывается предпочтительнее.

**Коэффициент ветвления.** Современные системы распознавания речи используют статистический анализ речевого сигнала для выяснения того, что же было сказано диктором. При таком подходе на каждом шаге анализа выдвигается несколько гипотез, каждая из которых на следующем шаге проверяется и может быть принята или отвергнута. Коэффициент ветвления - это количество гипотез, генерируемых на каждом шаге распознавания и, соответственно, количество создаваемых ветвей программы. По этому признаку системы распознавания речи делят на системы с малым (меньше 10), средним (10-100) или большим (больше 100) коэффициентом ветвления. Для РКС коэффициент ветвления 6-8 считают приемлемым.

**Отношение сигнал/шум.** Отношение сигнал/шум определяет качество канала связи от микрофона до процессора. Оно может быть большое (>30 дБ), если используется высококачественный микрофон, среднее (10-30 дБ) или

низкое (<10 дБ). Последний случай характерен для ряда применений, например, для телефонного канала связи.

**Скорость речи.** Этот параметр определяет максимальную скорость речи, на которую рассчитана данная система распознавания. Бортовая РКС должна воспринимать команды при скорости произнесения до 200 слов в минуту.

**Время реакции.** Время реакции – это величина задержки выполнения команды, т.е. период от завершения ее произнесения диктором до начала выполнения. В бортовых РКС время реакции системы должно быть менее 200 мс.

#### 10.4. Вредные факторы

Трудности достижения высокого качества распознавания связаны, в основном, с двумя факторами – деградацией акустического сигнала вследствие помех и изменчивостью характеристик речевого сигнала.

##### *Помехи*

Источниками помех для РКС являются:

- внешние шумы;
- неречевые звуки пилота;
- реверберация и отражение звука;
- помехи в канале передачи.

Внешние шумы производятся двигателями ЛА, потоком обтекающего воздуха (ветром), системой кондиционирования. В процессе летных испытаний F-16 АFTI во время энергичных маневров шум в кабине достигал 120 дБ.

Неречевые звуки - это шум дыхания в кислородной маске, кашель, чмокающие звуки при размыкании губ, низкие звуки типа ворчания, возникающие при воздействии на пилота высоких перегрузок и т.п.

Реверберация и отражение звука возникают при распространении звука в пространстве кабины или в полости кислородной маски.

Помехи в канале передачи вызваны неидеальностью микрофона и тракта передачи (искажения, шум, эхо), импульсными наводками от бортового оборудования, а также изменением расстояния/расположения микрофона относительно говорящего (например, из-за вибрации).

Методы борьбы с помехами можно разделить на следующие группы.

**Использование качественной аппаратуры.** С точки зрения аппаратуры РКС самым критичным для распознавания речи компонентом является микрофон, поэтому желательно использовать микрофоны высокого качества. Лучшие микрофоны способны подавлять фоновые шумы. Однако к микрофону предъявляют и другие требования – он должен быть легок и компактен, удобен в использовании, безопасен для пилота при нештатных ситуациях, таких как

катапультирование, он не должен быть слишком дорог. Эти требования налагают ограничения на конструкцию и, соответственно, качество микрофона. Если невозможно повлиять на качество микрофона, необходимо хотя бы учитывать особенности его частотных характеристик. Это относится и к линиям передачи речевого сигнала от микрофона до обрабатывающей его электроники.

**Правильное расположение микрофона.** Место расположения и ориентация микрофона также могут препятствовать проникновению внешних шумов и помех в речевой сигнал. Следует также иметь в виду, что при плохом качестве обратной связи пилот себя не слышит и стремится придвинуть микрофон как можно ближе к губам, при этом уровень звукового сигнала становится чрезмерным и может попасть в зону насыщения (малой чувствительности), что, конечно, ухудшает условия для распознавания речи. Поэтому рекомендуется обеспечивать передачу речи пилота в его гарнитуру с большим коэффициентом усиления, так, чтобы он себя ясно слышал.

**Цифровая обработка сигнала.** Маскирование шумов производится за счет того, что численные значения, сравнимые с характеристиками шума, игнорируются или используются с меньшими весовыми коэффициентами. Таким способом можно, например, отстроиться от неречевых звуков диктора. Однако при таком подходе существует опасность установить порог слишком высоко и отсечь вместе с бесполезными звуками осмысленную речь.

Другим способом борьбы с неречевыми звуками является создание их моделей и опознавание наряду со словами.

Для систем, построенных на базе сигнальных процессоров, эффективнее бороться с шумами с помощью цифровой фильтрации.

**Обучение в условиях шумов.** Систему обучают в условиях реальной работы, например, в кислородной маске. Негативным следствием такого обучения является ненадежная работа в условиях отсутствия шумов.

**Динамическая адаптация параметров.** Динамическая адаптация позволяет до некоторой степени учесть разницу между условиями, в которых производилось обучение системы, и реальными условиями ее работы. Адаптация состоит в том, что перед сравнением принятого речевого сигнала с хранимыми эталонами в зависимости от условий работы корректируются параметры либо сигнала, либо эталона. Существует несколько методов динамической адаптации.

Метод оптимальной оценки заключается в том, что по образцам речи, записанным в рабочих условиях, создается статистическая модель, которая учитывает разницу между условиями обучения и работы.

Метод эмпирического сравнения заключается в том, что каждый эталон в базе данных представлен в двух образцах, один из которых получен в идеальных условиях, а другой – в ожидаемых рабочих условиях. От предыдущего метода метод эмпирического сравнения отличается тем, что речевой сигнал сравнивается не с моделью, учитывающей неидеальность

сигнала, а с двумя разными образцами. В общем случае образцов может быть даже не два, а больше – для разных условий работы. Если реальные условия не совпадают с теми, при которых производилась запись эталонов, можно применить интерполяцию эталонов для этих условий.

Метод кепстральной фильтрации заключается в том, что извлекаемые из речевого сигнала логарифмические спектральные параметры, такие как кепстральные коэффициенты, пропускаются через высокочастотный или полосовой фильтр.

Метод «шумовой дорожки» используется для борьбы с шумами. В паузах между словами производится запись шумов ("шумовая дорожка") и оценка их уровня. Результаты оценки используются для модификации параметров эталона.

Следует заметить, что динамическая адаптация параметров может применяться не только для борьбы с помехами, но и для учета изменчивости речевого сигнала у разных дикторов. Каждый диктор рассматривается как особые условия работы и производится адаптация к его особенностям.

**Использование нескольких микрофонов.** При помощи нескольких микрофонов можно добиться того же эффекта, который дает направленный микрофон, и реализовать направленную диаграмму чувствительности: повысить чувствительность в направлении диктора и уменьшить чувствительность в других направлениях.

Другой метод основан на адаптивной фильтрации сигнала, в этом случае шумоподавление осуществляется за счет того, что полезным считается только та составляющая сигнала, которую фиксируют все микрофоны. Такой метод хорошо борется с аддитивным шумом, но в случае реверберации, когда искажения частично представляют собой полезный сигнал (только задержанный) этот метод работает плохо.

Еще один метод использует два микрофона: помимо основного микрофона в кабине есть еще один, который записывает шумовой фон.

**Использование дополнительной (неречевой) информации.** При распознавании могут использоваться другие источники информации о речи – визуальные наблюдения, миоэлектрические сигналы. Речевой сигнал коррелируется с этой информацией и достоверность распознавания повышается. Это достигается за счет того, что, во-первых, шум не оказывает на неакустическую информацию никакого влияния, и, во-вторых, акустически подобные звуки чаще всего имеют совсем разные выражения в части сопутствующих им неречевых образов, поэтому их легче различать.

Полезна, прежде всего, визуальная информация: выражение лица, движения губ, жесты, положение головы, бровей и т.п. Эти признаки используют в разговоре сами люди и исследования показывают, что в шумном окружении это позволяет уменьшить отношение сигнал-шум на 10-12 дБ. Правда, сочетание визуальных и речевых данных не всегда помогает людям правильно понять речь. Известен и обратный эффект (эффект МакГурка), когда

при наблюдении за губами говорящего слушатель воспринимает звук, отличный и от того, который прозвучал на самом деле, и от того который показали губы. Тем не менее, использование визуальной информации в целом помогает людям распознавать речь.

Научить машину читать выражения лица пока сложно. Практичным с точки зрения реализации является метод, при котором речевая информация дополняется наблюдениями за движением губ и челюсти диктора. Эта информация вводится в компьютер при помощи видеокамеры или отражательного фотодатчика. Визуальные данные как и речевые разбиваются на последовательность векторов, содержащих оптические параметры, такие, как площадь, периметр, высота и ширина ротовой полости, степень округлости губ, величина хода подбородка и т.п. Затем используют два подхода. В первом случае проводят независимые распознавания на основе речевой и визуальной информации, а потом сравнивают результаты. При этом визуальные данные используются только для проверки результатов распознавания речи. Другой метод заключается в том, что вектор акустических параметров дополняют визуальными параметрами и обрабатывают все параметры совместно.

Экспериментальные исследования с системой распознавания речи, дополненной средствами слежения за контуром губ диктора, показали, что надежность распознавания увеличилась на 7%, а скорость распознавания возросла на 45%.

Корпорация Intel недавно представила программный продукт для распознавания речи под названием Audio-Visual Speech Recognition. Система

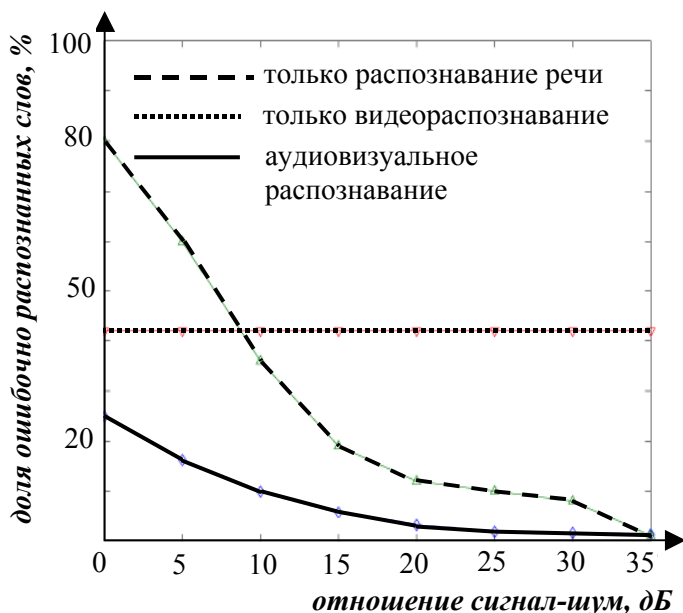


Рис.13.11. Эффективность аудиовизуального распознавания речи

дикторонезависимая, рассчитана на непрерывную речь. В ней наблюдения за ртом диктора дополняют чисто речевую информацию. Визуальные и акустические данные объединяются и совместно обрабатываются с использованием скрытых марковских цепей. Статистическая природа модели на основе скрытых марковских цепей позволяет учесть асинхронность звуков и мимики. В результате тестирования системы установлено, что по сравнению с чисто речевым распознаванием доля ошибок уменьшилась на 55% (рис.10.11).

Источником дополнительной информации о речи могут быть *миоэлектрические сигналы* – электрические сигналы, снимаемые с мышц

лица. Были попытки вообще заменить речевой сигнал на миоэлектрический, однако качество распознавания таких систем оказалось низким. Но в качестве дополнения акустической информации миоэлектрические сигналы позволяют существенно повысить надежность. Ученые из Institute of Biomedical Engineering (University of New Brunswick) внедрили в кислородную маску пилота пять пар электродов Ag-AgCl, снимающих сигналы с 5 лицевых мышц (рис.10.12) [114]. Результаты исследований показали, что имеется прекрасный потенциал для использования поверхностных миоэлектрических сигналов на лице для улучшения характеристик АРР. Интересно также, что мускульная активность предшествует речевому сигналу примерно на 300 мс, а полезные для распознавания признаки появляются в миоэлектрическом сигнале еще за 500 мс до появления соответствующего звука.

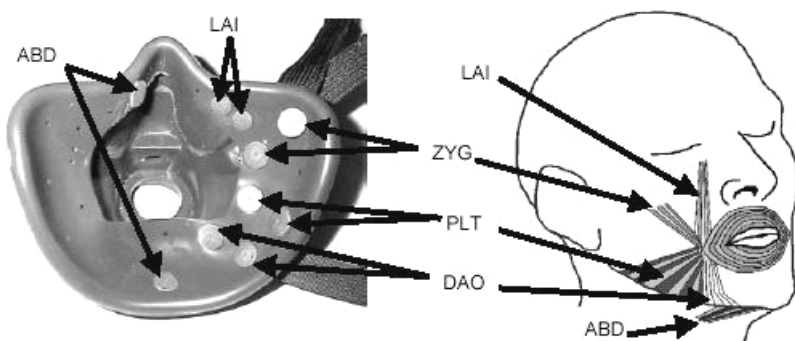


Рис.10.12. Миоэлектрический метод

В том же направлении работает британское исследовательское агентство QinetiQ. Электрические сигналы мышц коррелируются со звуковым сигналом.

Также могут использоваться следующие виды неречевой информации:

- информация о положении диктора, получаемая с помощью видеокамеры и служащая для ориентации направленного микрофона;
- информация об эмоциональном состоянии диктора по кожно-гальванической реакции;
- использование звукового канала костной проводимости;
- регистрация выдыхаемого воздуха.

Предпринимаются попытки вообще отказаться от речевого сигнала, как ненадежного, и считывать речь иначе. Опыт глухих показывает, что в принципе это возможно (чтение по губам). Японская компания NTT DoCoMo работает над распознаванием речи только при помощи датчика движения лицевых мышц.

### ***Изменчивость речевого сигнала***

Изменчивость речевого сигнала для систем с настройкой на произвольного диктора связана с большим разнообразием речевых характеристик разных пользователей, включая диалект, пол, возраст и т.п. Для



дикторозависимых систем изменчивость также весьма велика, даже в чистой речи одного и того же диктора распределения спектральных выборок различных фонем перекрываются друг с другом. Причина подобной изменчивости кроется в изменяющейся манере речи (скорость, интонация, дыхание), во внешних воздействиях на диктора (перегрузки, вибрации), его состоянии (стресс, усталость) и в эффекте Ломбера. Эффект Ломбера заключается в том, что человек в условиях шумов пытается сделать свою речь более разборчивой и начинает произносить слова совершенно иначе, чем в спокойной обстановке – растягивая слова, удлиняя гласные звуки, изменяются и частотные характеристики речи.

В условиях ЛА перегрузки не являются основным источником изменений, хотя могут существенно влиять на надежность распознавания речи. Эксперименты показали, что при воздействии перегрузок до 4g, а по некоторым источникам – даже до 6g, речевой сигнал изменяется незначительно. Установлено, что тренированный и обученный персонал может говорить относительно нормально при перегрузках до 5g, теряя в надежности распознавания только 5%, в то время, как неопытные пилоты теряют 30% при меньших уровнях перегрузки. Одной из мер борьбы с изменчивостью речи при перегрузках может быть ограничение словаря и использование более простых предложений. Хотя в других случаях такая мера признается малопримемой, в случае перегрузки она естественна, так как говорить при воздействии перегрузки трудно, поэтому речь должна быть как можно проще.

Вибрация также может влиять на распознавание, особенно на вертолетах. Доминантные частоты главного ротора вертолета лежат в диапазоне 5-30 Гц, а резонансные частоты торса и головы человека обычно также находятся в этих пределах.

Еще одна проблема – повышенное давление кислорода, подаваемого в кислородную маску пилота, чтобы облегчить ему дыхание при перегрузках. Из-за этого речь тоже изменяется, эксперименты показали, что только по этой причине надежность распознавания может упасть на 12%.

Влияние эффекта Ломбера гораздо значительнее перечисленных факторов: он может уменьшить надежность распознавания на 25%. Лучшим способом борьбы с эффектом Ломбера является хорошее качество обратной связи к говорящему, в нашем случае – к пилоту. Для этого нужно изолировать микрофон от внешнего шума и усиливать обратный сигнал, подаваемый в наушники пилота.

Но самым серьезным фактором изменчивости речи для бортовых условий, по-видимому, является стресс. В 1994 г. в НАТО проводились исследования по программе “Speech under Stress”. Задачей исследований было оценить влияние стресса пилота на качество распознавания. Использовалась дикторозависимая система распознавания. Результаты исследований в разных условиях показали, что в условиях стресса надежность распознавания падает с 88-90% до 20-30%. Таким образом, в условиях стресса использование РКС

вообще становится проблематичным. Борьба с влиянием стресса на речь пилота очень сложно. Чтобы решить эту проблему британское исследовательское агентство QinetiQ прорабатывает метод, заключающийся в том, чтобы по сложившейся ситуации оценить уровень стресса, воздействующего на пилота в данный момент, и таким образом нормализовать речь.

Нежелательным, но эффективным способом повышения достоверности распознавания речи в условиях шума и с учетом изменчивости речи является ограничение естественного языка. Возможны следующие меры:

- ограничивать словарь;
- избегать похожих по звучанию речевых команд;
- специальным образом организовывать структуру речевых команд, использовать более длинные, отличающиеся по своей речевой структуре слова, и короткие фразы;
- обучать пилотов дикторским навыкам;
- использовать специфические ключевые команды;
- использовать особую структуру предложений;
- создавать простой интерфейс, который не требует множественных речевых команд;
- создавать речевые «макросы» для выполнения нескольких последовательных действий одной командой;
- создавать контекст для речевых команд, например, разбивать команды на группы и активизировать группу ключевым словом, тогда возможное количество команд в каждый момент ограничивается только активной группой.

## 10.5. Ограничения

Системы распознавания речи создаются в надежде приблизить их возможности к человеческим. Однако за 60 лет развития технологии АРР удалось добиться довольно-таки скромных результатов (во всяком случае по сравнению с теми задачами, которые ставились поначалу). Современные системы еще не могут сравниться с человеком, в первую очередь – по надежности распознавания. Они обеспечивают достаточно высокую надежность (90-95%) только на некоторых частных задачах или в идеальных условиях. При отклонении условий от идеальных надежность распознавания резко падает, особенно в условиях воздействия стресса и в шумах.

Основная причина ограниченных возможностей современных систем заключается не в том, что для распознавания речи требуются большие вычислительные ресурсы, как это часто представляется, а в том, что до сих пор не решен ряд концептуальных вопросов. Кроме того, человек использует при распознавании речи более эффективные приемы и средства, повторить которые

для компьютера пока проблематично. Рассмотрим существующие ограничения современного компьютерного распознавания речи.

1) Компьютер пока не воспринимает речь осмысленно, он не способен анализировать содержащуюся в высказывании синтаксическую, семантическую и прагматическую информацию, поэтому не может с требуемой надежностью исправлять ошибки и неоднозначности распознавания. Вместо этого используется статистическая обработка данных. Такой подход в принципе не позволяет обеспечить надежность распознавания, соизмеримую с возможностями человека. Преодолеть ограничение современных АРР можно только с помощью систем искусственного интеллекта. Однако это направление натолкнулось на барьер сложности и в настоящее время не развивается, поэтому ждать качественного улучшения АРР в ближайшем будущем не приходится.

2) В основу автоматического распознавания речи положена идея о возможности только математическими методами осуществить распознавание речи по описанию речевого сигнала. Таким образом, предполагается эквивалентность речевого сигнала тому образу, который возникает в слуховой системе человека. Однако в самом речевом сигнале не всегда содержится информация, достаточная для формирования слухового образа, дополнительная информация может формироваться человеком на основе контекста (окружающей среды, обстановки, темы) и текущего состояния самой слуховой системы. Фактически мы слышим гораздо меньше, чем воспринимаем, остальное восполняется в наших умах из фрагментов полученной информации. При восстановлении утерянных звуковых фрагментов активно используются жизненный опыт человека и возникающие у него в мозгу ассоциативные связи.

3) Речевой сигнал считают состоящим из кусочков – фонем – и на этой основе пытаются построить систему распознавания. Однако в результате проведенных исследований выяснилось, что структура речевого сигнала более сложна и что между фонемами и спектральными характеристиками соответствующих им сигналов не существует однозначной связи. Из непрерывного речевого потока довольно непросто выделить какие-либо речевые единицы. Многие звуки "слипаются" либо имеют нечеткие границы. Речи присуща изменчивость, которая затрудняет построение АРР. Нестационарность речевого сигнала проявляется в нескольких отношениях.

*Временная нестационарность.* Темп речи варьируется в широких пределах, при этом различные звуки речи растягиваются или сжимаются непропорционально.

*Спектральная нестационарность.* Произнося одно и то же слово или фразу в разное время, под влиянием различных факторов (настроения, состояния здоровья и др.), человек генерирует заметно отличающиеся спектрально-временные распределения энергии.

*Коартикуляционная нестационарность.* При генерации речевых сигналов наблюдается взаимопроникновение соседних звуков (коартикуляция)

из-за того, что мышцы лица, язык и челюсти обладают разной инерцией. Это взаимопроникновение сложно учесть, так как изменение темпа речи и четкости произношения влияет и на степень взаимовлияния соседних звуков, поэтому каждый раз это взаимовлияние проявляется по-разному.

В попытке преодолеть эти трудности пытались расчленять речевой сигнал не на фонемы, а как-то иначе, например, на более мелкие частицы - аллофоны. Однако эффективной замены фонемному подходу пока нет.

4) Речевой сигнал воспринимается человеком иначе, чем компьютером. Слуховая система человека не делит сигнал на ограниченные участки (кадры), а воспринимает его в развитии. Слуховому восприятию основного звука на осознаваемом человеком уровне предшествует последовательность подсознательных процессов слухового восприятия побочных звуков, например, звук «О» вначале воспринимается человеком как «Ы», затем как «У» и только потом как «О».

5) В восприятии речи большую роль играет интонация. Компьютерные системы не способны воспринять эту скрытую информацию, порой совершенно изменяющую смысл речевого сигнала. В сложной и опасной ситуации командир, рывкнув команду подчиненному, может рассчитывать, что она будет выполнена быстрее, чем обычно. Но компьютер вряд ли способен разобрать такие нюансы и, скажем, отменить в этом случае диалог подтверждения команды. Человеческие эмоциональные выражения столь индивидуальны и изменчивы, столько в них нюансов и так они связаны с контекстом, с ситуацией, что научить разбираться в них машину практически невозможно.

6) Человек при восприятии речи использует дополнительную, незвуковую информацию, примером может служить чтение по губам. Современные системы АРР такими средствами, как правило, не обладают.

7) Человек воспринимает речь объемно, что позволяет ему производить шумоочистку более эффективно, слуховой аппарат человека позволяет ему определять направление на источник полезного сигнала и отделить его от остальных звуковых источников. Некоторые ученые полагают, что у человека канал восприятия речи вообще отделен от общего восприятия звуков и именно этой особенностью объясняется способность человека в шумной толпе уловить и выделить обращенные к нему слова.

8) Для того, чтобы речевое взаимодействие человека с компьютером было естественным и действительно облегчало ему работу, необходимо придерживаться определенных правил, которым человек следует подсознательно. Компьютерные системы, не способные вести общение с учетом этих особенностей, вместо облегчения задачи оператору (пилоту) могут, напротив, создать дополнительное напряжение. Например, недопустимы длительные паузы. Типичные паузы в разговоре составляют около 200 мс, только в 5% случаев они достигают 1 с. Системы же с АРР обычно только по истечении 1 с молчания начинают процесс распознавания. Это раздражает человека, и, что гораздо хуже, затрудняет понимание человеком состояния

системы: приняла ли она команду, исправна ли она, не нужно ли повторить ввод и т.п.

Кроме перечисленных ограничений, вызванных несовершенством современных систем распознавания речи, существуют ограничения, присущие речи по своей природе.

9) Часть человеческого мозга, отвечающая за речевые коммуникации, также отвечает за запоминание поступающей информации и за решение задач (размышление). Вследствие этого задействование речевого канала уменьшает когнитивные ресурсы человека, необходимые для решения возникающих проблем. Трудно говорить или слушать и в то же время эффективно думать. Именно поэтому для сосредоточения на проблеме требуется тишина.

Восприятие речи ограничивает также доступный объем кратковременной памяти. Проводившиеся эксперименты показали, что человек теряет часть важной информации, если в это время поступает речевой сигнал.

В то же время координация рука-глаз выполняется совсем другой структурой мозга и не мешает размышлять и запоминать. Поэтому можно, например, управлять самолетом (печатать на клавиатуре, манипулировать графическими окнами на экране компьютера с помощью «мыши» и т.п.) и одновременно думать, анализировать ситуацию, принимать решение. Вследствие этого речевому интерфейсу по-видимому никогда не удастся серьезно пошатнуть позиции традиционных способов ручного управления и визуального представления информации.

10) Речь – относительно медленный способ передачи информации: речевой сигнал растянут во времени. Распознавание речи также имеет определенную задержку. Поэтому использовать речь в тех случаях, когда требуется оперативность, нецелесообразно.

11) Проведенные в центрифуге исследования американских ученых показали, что при воздействии перегрузок выше 5g пилоты в большинстве своем уже не способны выговаривать команды (хотя зафиксирован случай, когда пилот мог командовать даже при 9g).

12) Речевое взаимодействие с компьютером вызывает у пилота (оператора) дополнительное напряжение. Это следствие сознательных и подсознательных усилий по достижению более высокой распознаваемости.

13) Заявления о том, что использование речевых команд для управления какими-либо функциями является естественным и удобным способом взаимодействия с компьютером, машиной, не совсем соответствуют действительности:

- этот способ обязательно требует обучения/тренировки оператора, а значит назвать его естественным нельзя;
- с целью повышения распознаваемости команды формулируют иначе, чем это следовало бы сделать из соображений естественности;
- «естественность» определяется предшествующей жизнью человека и у разных людей естественным будут считаться разные вещи; то сочетание

слов, которое кажется естественным и понятным одному человеку, другого может ставить в тупик;

- оператор может забыть правильный «ключ», для него естественно воспользоваться смысловыми синонимами команды, которые будут непонятны системе (особенно в стрессовой ситуации – «Сезам, откройся!»).

14) Речевое управление плохо подходит для случаев, когда оператор не знает или не помнит названия нужной функции. Используя графический интерфейс он в этом случае просто открывает меню и ищет нужную команду там по смыслу, а не по названию. Пилоты говорят, что когда ситуация становится по-настоящему напряженной, очень сложно организовать речь так, как это требуется для надежного распознавания. РКС станут действительно эффективными, когда они будут понимать команду, отданную в любой форме - понимать по ее смыслу, а не по внешнему образу предложения.

Подводя итог вышесказанному, констатируем, что использование речи целесообразно далеко не для всех задач управления и что автоматическое распознавание речи на данном этапе обладает ограниченной надежностью. Можно надеяться, что надежность распознавания будет расти, но применительно к конкретным приложениям и в ограниченных условиях применения. Приблизить качество распознавания к возможностям человека в ближайшем будущем, по-видимому, не удастся - ни путем совершенствования алгоритмов распознавания, ни путем увеличения вычислительной мощности компьютеров, так как до сих пор не решены концептуальные вопросы распознавания речи. Отсюда следует вывод, что РКС не может являться основным средством управления (по крайней мере - в обозримом будущем), а может претендовать только на вспомогательную роль, облегчая и упрощая задачу пилоту.

## 10.6. Современное состояние

Коммерческие системы распознавания речи вышли на уровень серийных изделий и используются достаточно широко в персональных компьютерах и в системах связи. В персональных компьютерах технология АРР позволяет пользователю голосом управлять компьютером: открывать приложения, подавать команды и т.п. Другая решаемая там задача – это диктовка, когда компьютер переводит речевой сигнал в текст, выполняя тем самым функции секретаря-машинистки. Все, что требуется для организации речевого взаимодействия с компьютером – это звуковая плата, микрофон и программа распознавания.

В телекоммуникационных сетях общего пользования АРР позволяет автоматизировать обработку запросов абонентов. Позвонив по определенному номеру можно по речевому запросу установить нужное соединение. Аналогичными возможностями обладают и современные сотовые телефоны:

они способны набрать нужный номер по речевой команде (например, «Домой!»).

Соединение двух упомянутых технологий – персональных компьютеров, способных к речевому взаимодействию с пользователем, и сетей общего пользования, к которым подключены компьютеры, создает новые информационные средства - голосовые порталы. Для получения информации из них от пользователя не требуется ничего, кроме речевого запроса. Можно, например, позвонить по определенному номеру и получить ответ на вопрос о погоде, о времени прибытия поезда или о курсе акций.

В последние годы появились эффективные программные продукты для распознавания речи, как дикторозависимые (*Naturally Speaking, Voice Xpress, Via Voice*), так и дикторонезависимые – (*CASSI, Embedded ViaVoice, Voice Server, Lucent Speech Server, HearSay, Voyager* и др.). Речевой интерфейс встроен и в операционную систему *Windows XP*. Качество распознавания современных систем, функционирующих на персональном компьютере или на базе сервера в телекоммуникационной сети, достигает 95%, а иногда даже 99%. Однако следует заметить, что все без исключения современные системы распознавания речи, в том числе дикторонезависимые, показывают хорошие результаты только в узкой сфере применения и после настройки на конкретного пользователя. Как только изменяются условия применения, качество распознавания резко падает.

Программы распознавания дискретной речи требуют процессор не хуже 486 и минимум 16 Мбайт памяти. Для систем распознавания слитной речи рекомендуют использовать по крайней мере процессор Pentium MMX с тактовой частотой 200 МГц и объемом памяти 32 Мбайт, причем чем быстрее процессор и чем больше объем памяти, тем значительно улучшаются характеристики распознавания. Последние версии ПО для распознавания слитной речи требуют процессор Pentium III и 256 Мбайт памяти.

В авиации интерес к автоматическому распознаванию речи существовал давно и попытки создания РКС в течение последних 30 лет предпринимались неоднократно, создавались и испытывались в реальных летных условиях образцы подобных систем. Тем не менее, пока нет ни одной серийной РКС, хотя их появление на борту кажется как никогда реальным и ожидается в ближайшие год-два. Подобными системами предполагают оснастить истребители Eurofighter, Rafale, Gripen и F-35. Первоначально предполагалось, что речевая командная система будет установлена также и на истребителе F-22, но впоследствии технология была признана слишком незрелой и рискованной, поэтому от речевого управления отказались.

**Летно-исследовательские программы.** Одна из первых программ исследования систем распознавания речи проводилась в 1982-1985 годах в Великобритании. На летающей лаборатории на базе пассажирского самолета ВАС 111 испытывалась речевая командная система SR128 (Marconi). Конечно, условия на этом самолете были менее шумными, чем на большинстве военных

ЛА. С помощью РКС пилот управлял индикацией, радиосредствами и экспериментальной системой самолетовождения. Эта система - дикторозависимая, средняя надежность распознавания составляла 95%, словарь к концу испытаний включал около 240 слов.

В начале 80-х годов в США проводилась программа Advanced Fighter Technology Integration, в рамках которой один из истребителей F-16A был оснащен речевой командной системой VCID (Voice-Controlled Interactive Device) фирмы Lear-Siegler. Этот самолет получил обозначение F-16 AFTI. Система VCID использовалась для управления индикацией и некритическими функциями, такими, как навигация. Словарь включал 256 слов. На ранних стадиях исследований использовались простые однословные команды («меню», «справка»), страны света, цифры и фонетический алфавит. Позднее исследовалось распознавание сложных команд, состоящих из нескольких слов. Система была дикторозависимая, с ухудшением качества звука ее характеристики тоже резко ухудшались. Однако в целом результаты были обнадеживающие, надежность распознавания команд достигала 90%.

Во Франции в 1989 г. военное ведомство (French Delegation Generale pour l'Armement) организовало испытания речевой командной системы Avionique Speech Recognition system (которая также называлась DIVA) фирмы Sextant на самолете Mirage IIIВ. Система дикторозависимая, она распознавала связные цепочки слов (команды), ее словарь включал всего 36 слов, которые могли комбинироваться в команды по несколько слов (не более 9). Использовался метод динамического искажения времени (Dynamic Time Warping). Результаты подтвердили, что при воздействии перегрузок надежность распознавания падает (при увеличении перегрузки с 2g до 5g надежность распознавания у одного пилота упала со 100% до 95%, а у другого – с 90% до 76%). После этого доработанная версия системы, получившая название TopVoice, проходила летные испытания на самолете AlphaJet в разных полетных условиях (скорости от 360 до 900 км/ч, перегрузки, низковысотный полет) с 15 пилотами. В режиме крейсерского полета словарь системы составлял свыше 150 слов, из которых строились предложения длиной до 10 слов. Под воздействием перегрузок использовались только 25 команд. Результаты показали, что распознаваемость команд увеличивалась, как только пилот уделял этому больше внимания: средняя надежность распознавания составила 90%, в случае ошибки при повторении она повышалась до 95%, а если и эта попытка была неудачной, то с третьего раза надежность распознавания достигала уже 97%.

Эта же РКС TopVoice впоследствии была установлена на вертолете Gazelle, где она использовалась для управления картографической системой индикации MultiHelicare. Словарь системы включал 67 слов, из которых могли строиться 2150 возможных предложений. Средняя длина предложения составляла 3,5 слова, средний коэффициент ветвления был 6,3. Во время летных испытаний надежность распознавания у всех пилотов-испытателей превышала 95% с французским словарем и 98% с немецким.



В 1989 и 1993 годах британское агентство Defence Research Agency организовало две серии летных испытаний РКС ASR1000 (Marconi) на самолете Tornado GR1. Система использовалась для общения экипажа с системой навигации. Словарь системы к концу испытаний состоял из 99 слов, средняя надежность распознавания достигала 95%, коэффициент ветвления был около 15.

В 1996г. лаборатория Wright Laboratory авиабазы Wright-Patterson провела летные испытания коммерческих программ распознавания речи на самолетах OV-10A и OV-10B. Исследования проводились в разных полетных условиях, в том числе при перегрузке 4g (при этом уровень звука увеличивался на 22 дБ), при уровне шума 95 и 115 дБ и при усталости пилота. Программы функционировали в составе компьютера IBM PC в защищенном исполнении. Программа распознавания речи VRS-1290 (ITT) со словарем около 50 слов достигла надежности распознавания 92-98%. Программа VAT31 (Verbex) показала надежность распознавания 97%.

В 1997г. проводились испытания речевой командной системы, разработанной канадской исследовательской организацией National Research Council. При содействии Canadian Marconi Company система была встроена в навигационную систему вертолета Bell 412HP. В функции системы входила настройка частот для навигации и связи. Система дикторозависимая, использовался линейный дискриминантный анализ (метод IMELDA). Активный словарь системы включал 80 слов, из которых можно было составить 800 команд, используя синтаксические правила. Команды группировались в смысловые группы, общее число групп было 24. Ключевым словом, активизировавшим систему, являлось слово «*Computer*», после чего пилот давал команду и получал речевой ответ системы. В системе можно было запрограммировать ответы общей длительностью до 8 с. Команда включала выбор группы (одним словом), после чего следовала собственно команда. Командный режим автоматически отключался в случаях:

- если в течение 10 с не поступала следующая команда;
- если пилот говорил слово «*Stand-by*»;
- если пилот выключал тумблер на пульте управления.

Среднее качество распознавания, продемонстрированное системой, составляло 95%.

В 1997 г. агентством DERA были проведены исследования по программе D/NAW. Коммерческая система распознавания речи была установлена на вертолет Lynx. Во время летных испытаний надежность распознавания превышала 98%.

В Советском Союзе в 80-х годах также были созданы и испытывались в реальных условиях образцы РКС.

Следует заметить, что в подавляющем большинстве пилоты, которые участвовали в перечисленных исследованиях, с энтузиазмом отзывались об эффективности и полезности РКС на борту (особенно к концу испытаний).

**Eurofighter.** На истребителе Eurofighter речевое управление (Direct Voice Input) используется широко - кроме управления критичными функциями и оружием. Предполагается, что речевое управление будет использоваться в ситуациях с большой загрузкой пилота, но с малой динамикой. Считается, что во время атаки, при перегрузках и в быстро меняющихся ситуациях речевое управление неэффективно.

С помощью речи реализовано управление 26 функциями: индикацией на многофункциональных индикаторах, выбором режима работы радара, выбором радиосвязных и навигационных средств, заданием частот настройки радиосредств, выбором способа атаки, выбором цели. При действиях в группе речевое управление позволяет ведущему пилоту всего тремя голосовыми командами назначать цели вооружению и своего самолета, и ведомого. Команды пилота подтверждаются речью и/или визуально в виде текста на ИЛС.

Также пилот может задать вопрос и получить устный ответ системы, например, о количестве топлива или о состоянии вооружения.

Модуль распознавания речи Speech Recognition Module (Smiths Industries) встроен в один из электронных блоков БРЭО, размер модуля 130x110 мм. Используется система распознавания речи, разработанная фирмой Logica, ориентированная на распознавание связных слов (команд). Для этого реализуются различные алгоритмы распознавания, включая марковские цепи и нейронные сети.

Характеристики распознавания следующие:

- словарь составляют около 250 слов, из которых 25 могут быть активны в данный момент (впоследствии планируется довести словарь до 1000 слов);
- время отклика около 200 мс;
- надежность распознавания в типовом полете не менее 95%;
- воспринимается речь при скорости до 200 слов в минуту.

Модуль содержит два сигнальных процессора Texas C31, один из них, ведущий, осуществляет распознавание речи, в то время, как второй целиком занят обработкой входного звукового сигнала с целью подавления шумов.

Требуется настройка на голос конкретного пилота. Запись особенностей речи конкретного пилота производится при помощи наземной станции. Эти индивидуальные настройки записываются на картридж Mission Data Loader (Smiths Industries). Туда же записывается маршрут полета и тактическая информация. Картридж пилот приносит с собой и вставляет в специальное гнездо в кабине.

**Rafale.** Для будущих модификаций истребителя Rafale фирма Thales Avionics разрабатывает речевую систему управления. Она будет также устанавливаться на экспортный вариант самолета - Rafale Block 05.

Характеристики системы:

- надежность распознавания выше 95%;
- словарь 50-300 слов по желанию заказчика;
- время реакции меньше 200 мс.

Критичные команды подтверждаются визуальной обратной связью. Система активируется нажатием кнопки на РУД.

**JSF.** Для обоих конкурсных вариантов истребителя JSF (X-32 и X-35) была предусмотрена речевая командная система. Система будет управлять индикацией и настройкой радиоканалов. Критические функции, связанные с управлением вооружением или влияющие на безопасность выполняются по-старому.

На X-32 предполагалось использовать РКС Voxware (ITT Industries). Система дикторозависимая, речевой профиль пилота должен загружаться в систему перед полетом со специального картриджа. Чтобы задействовать систему, пилот должен сначала нажать кнопку на РУД, а затем произнести команду. В связи с тем, что в конкурсе X-32 проиграл, дальнейшие перспективы Voxware неясны.

На X-35 с целью повышения точности распознавания предусматривалось два уровня команд: предварительная команда выбирает группу команд («топливо», «автопилот» и т.п.), после чего обеспечивается распознавание 20-25 команд данной группы.

Во время летных испытаний JSF исследовалась и речевая командная система. Она использовалась для управления информационным обеспечением и сенсорами самолета. Испытываемый прототип системы имел очень ограниченные возможности: дикторозависимая система для распознавания изолированных слов, размер словаря всего 12 слов. Надежность распознавания составляла не менее 70%, но лишь в некоторых режимах достигала 90%.

## Глава 11

# ТЕНДЕНЦИИ РАЗВИТИЯ БОРТОВЫХ ИНФОРМАЦИОННЫХ СИСТЕМ

Электронные информационные системы появились на борту относительно недавно, но современные системы уже существенно отличаются от своих предшественников. А следующее поколение БИС в такой же, если не большей, степени будет отличаться от сегодняшних систем. Об этом свидетельствуют проводимые в настоящее время научно-исследовательские и опытно-конструкторские работы. Развитие происходит и вширь, и вглубь: появляются новые задачи, а существующие усложняются и видоизменяются. В настоящей главе приведен обзор основных перспективных направлений развития БИС.

Основной класс БИС – системы индикации на приборной доске. Такие системы включают индикаторы, генераторы символов и средства управления. Индикаторы осуществляют отображение информации. Тенденции развития индикаторов рассматриваются в разделе 11.1. Раздел 11.2 посвящен элементной базе перспективных индикаторов - новым многообещающим технологиям индикации, идущим на смену электронно-лучевым трубкам и жидкокристаллическим панелям. В разделе 11.3 рассмотрены новые форматы изображений, которые должны будут показывать перспективные индикаторы.

Генераторы символов осуществляют построение изображения на индикаторах. Для того, чтобы отображать новые форматы изображения генераторы символов также должны существенно измениться. Перспективным генераторам символов посвящен раздел 11.4.

Средствами управления для современных систем индикации являются кнопочные пульта. Но уже появляются более эффективные способы управления, использующие графический интерфейс и устройства управления курсором. Кроме того, экраны индикаторов теперь служат не только для отображения информации: на них изображают интерактивные зоны управления, позволяющие настраивать радиосредства, вводить и изменять план полета, непосредственно управлять самолетными системами. Новые способы управления описываются в разделе 11.5.

Изменения в БИС вызваны также глобальными изменениями в построении бортовых комплексов авионики, происходящими в настоящее время. Наступающий новый этап интеграции бортового оборудования приводит к размыванию границ традиционных систем, превращению их в функции, реализуемые одними и теми же аппаратными средствами – вычислительным ядром. Система индикации/сигнализации как самостоятельная бортовая система исчезает, растворяется в комплексе интегральной модульной авионики. Заменяемым в эксплуатации элементом становится не электронный блок, а модуль. Такой модуль может быть

размещен в любом подходящем месте ЛА и за счет быстродействующего интерфейса (локальной бортовой сети) он связан с остальными модулями так же тесно, как если бы они находились в одном блоке. Модульная авионика рассматривается в разделе 11.6.

Другая общая тенденция в авионике – системы с открытой архитектурой (открытые системы). Открытая архитектура предполагает использование на всех уровнях аппаратуры и программного обеспечения стандартных интерфейсов, что позволяет разделить изделие на изолированные части, каждая из которых может разрабатываться и модернизироваться независимо от остальных. Открытые системы обсуждаются в разделе 11.7.

В нашлемных системах индикации, которые сами по себе являются еще очень молодым классом БИС, недавно появилась новая перспективная разновидность, в которой изображение проецируется не на прозрачный комбайнер, а в глаза пилота, так что развертка изображения осуществляется непосредственно на сетчатке глаза. Системы индикации на сетчатке глаза рассматриваются в разделе 11.8.

Большое внимание уделяется в последнее время другому классу бортовых информационных систем – средствам воспроизведения речи и звука. Перспективным направлением их развития является пространственная локализация звука, создающая для пилота трехмерную акустическую картину ситуации. Сообщения в такой системе доносятся с того направления, которое связано с целью оповещения, например, сообщения с земли звучат снизу, предупреждение о нападении – со стороны летящей ракеты и т.п. Такой подход к передаче речевых и звуковых сигналов позволяет увеличить пропускную способность и повысить эффективность интерфейса пилот-самолет. Пространственная локализация звука обсуждается в разделе 11.9.

Другое перспективное направление совершенствования средств воспроизведения речи – доведение их возможностей до полноценного синтеза речи. Задача синтеза речи рассматривается в разделе 11.10.

Еще один потенциальный класс БИС – тактильные системы. В настоящее время таких самостоятельных систем нет и вообще тактильная сигнализация используется очень ограниченно. Однако насыщение визуального канала передачи информации пилоту, которое имеет место на современных ЛА, остро поставила вопрос об использовании альтернативных способов информирования пилота. Поэтому сейчас наблюдается всплеск активности в разработке тактильных систем сигнализации. Им посвящен раздел 11.11.

Объединение визуальных, звуковых и тактильных средств в единую систему позволяет создать виртуальную кабину, которая дополняет реальный окружающий мир не существующими в действительности элементами, расширяющими возможности пилота. О виртуальной кабине идет речь в разделе 11.12.

## 11.1. Перспективные индикаторы

В 70-х годах XX в. единственным экраным индикатором в кабине был индикатор кругового обзора из состава радиолокатора. С начала 80-х годов электронная индикация начинает внедряться как на военных, так и на гражданских самолетах и вертолетах. В течение последующих лет роль электронной индикации в обеспечении полета непрерывно возрастала.

В течение 80-х – 90-х годов количество индикаторов в кабине постоянно росло с одновременным увеличением размеров экранов и повышением качества индикаторов. Например, на истребителях первоначально устанавливалось 2, максимум 3, монохромных индикатора на базе ЭЛТ с экранами небольшого размера - 100x100 мм или 125x125 мм (F-16, F-18, СУ-27М). Современные истребители имеют на борту 4-6 полноцветных индикаторов на базе активных жидкокристаллических панелей с экранами среднего размера – 150x200 мм, 200x200 мм (F-22, F/A-18E, СУ-37).

На новейших ЛА всех типов, как военных, так и гражданских, размеры экранов индикаторов продолжают увеличиваться. Оба конкурсных варианта американского истребителя JSF продемонстрировали индикаторы с большим экраном: не менее 12" (рис.11.1, 11.6).



Рис.11.1. Приборная доска истребителя X-32

Аналогичная тенденция наблюдается и на гражданских ЛА всех типов. Если вначале там устанавливались монохромные индикаторы 5"x5", новейшие ЛА имеют экраны с диагональю 12"-14" (рис.11.2-11.4).



Рис.11.2. Приборная доска вертолета АВ 139 содержит три индикатора с диагональю экрана 12"

Одновременно с увеличением размера экрана общее количество индикаторов в кабине начинает сокращаться, так как нет ни возможности, ни необходимости разместить на приборной доске 5-6 таких больших экранов. В кабине с одним пилотом достаточно иметь 2-3 индикатора, с двумя – 3-4.

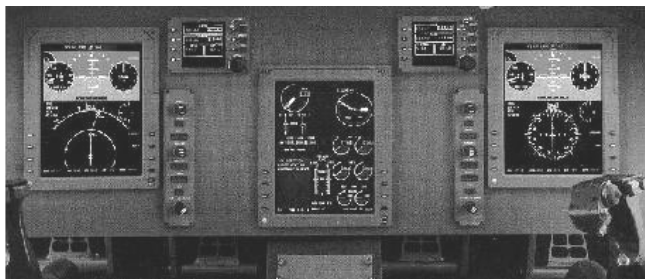


Рис.11.3. На приборной доске конвертоплана ВА 609 установлено три индикатора с диагональю экрана 12"

Между тем общая площадь индикации, представляющая собой сумму площадей экранов всех индикаторов в кабине, продолжает увеличиваться. Средний размер приборной доски современного истребителя составляет 60x45 см, а площадь - 2700 см<sup>2</sup>. Площадь индикации на истребителях поколений 4 и 4+ составляла 20-30% площади приборной доски, сейчас она уже достигла значений 1000-1300 см<sup>2</sup>, т.е. приблизилась к 50%. На истребителях поколений 5+ и 6 ожидается дальнейшее увеличение площади индикации до 2000 см<sup>2</sup> (75%). На пассажирском самолете бизнес-класса Bombardier Continental три индикатора с диагональю экрана более 15" имеют общую площадь индикации 2450 см<sup>2</sup>. На пассажирском самолете Falcon 900EX площадь индикации достигла 3250 см<sup>2</sup>, индикаторы заняли практически всю приборную доску (рис.11.4).



Рис.11.4. Система индикации EASy самолета Falcon 900EX содержит четыре индикатора Omni-View Plus с диагональю экрана 14"

Информационную емкость индикатора, то есть количество информации, которую можно одновременно разместить на его экране, можно оценить по количеству пикселей экрана. В таком случае информационная емкость индикации в кабине будет представлять собой сумму информационных емкостей всех индикаторов на приборной доске. Эта информационная емкость также постоянно росла. Например, на истребителях она увеличилась с 450 тысяч до 1,4 миллионов пикселей (мегапикселей). Перспективные тактические индикаторы истребителей по прогнозам будут иметь информационную емкость около 5 мегапикселей.

Вышесказанное иллюстрирует диаграмма рис.11.5 известного специалиста по индикации Д.Хоппера, построенная на основе анализа данных по индикации военных ЛА в США [120].

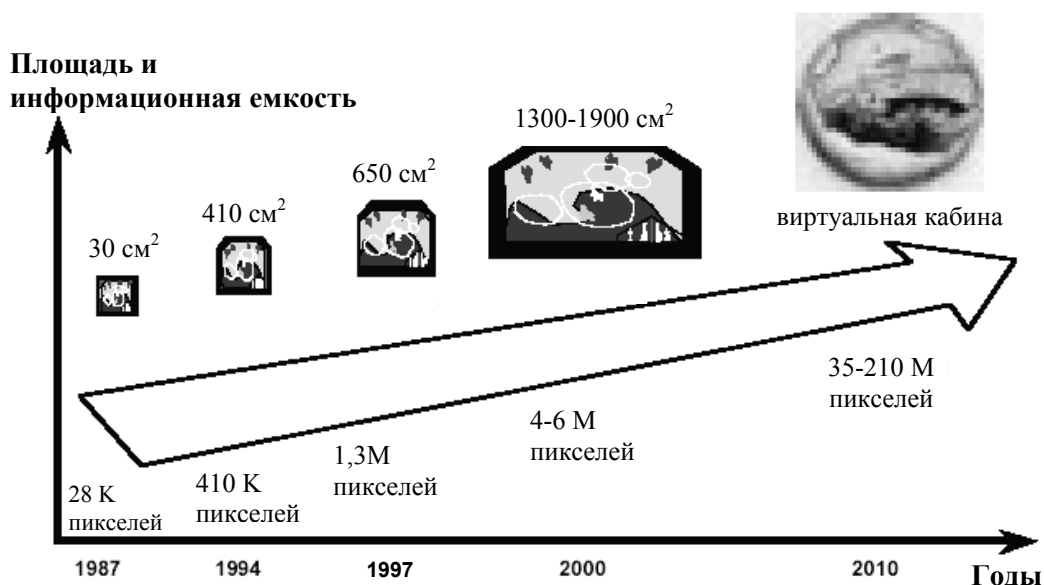


Рис.11.5. Тенденции развития индикации на военных ЛА

Еще одна заметная тенденция: увеличиваясь в размерах, индикаторы вытесняют с приборной доски все остальное.

Пропадают сигнализаторы и электромеханические приборы. Если на истребителях 4-го поколения они занимали большую часть приборной доски, то в дальнейшем их стали оставлять только как резервные средства, а теперь, когда сомнения в надежности экранной индикации отпали, убирают совсем.

Заметна тенденция к исключению многофункциональных пультов управления – не только с приборной доски, но вообще из кабины. Применяются новые принципы ввода информации в систему, функции МФПУ реализуют с помощью индикаторов на приборной доске и устройств управления курсором (раздел 11.5).

Применение высокоточных наשלемых систем индикации позволяет исключить ИЛС, тем самым уменьшить размер приборной доски и улучшить обзор.

Таким образом, происходит увеличение в размерах экранов индикаторов с одновременным сокращением их количества и вытеснением с приборной доски всего остального. Конечный итог развития этой тенденции очевиден: один индикатор займет всю приборную доску, точнее приборная доска превратится в изображение на экране индикатора, станет виртуальной. Чтобы обеспечить высокую надежность такой индикатор должен иметь сегментированный экран, каждый из 2-3 сегментов которого может работать автономно и независимо от других. По всей видимости, такие экраны будут создаваться не на базе ЖК панелей, а с использованием новых технологий, которые идут на смену ЖК (раздел 11.2).



Приборная доска подобная описанной уже проектируется для истребителя следующего поколения F-35 (рис.11.6).



**Рис.11.6. Прототип кабины истребителя F-35**

Проведенные в США исследования по программе Big Picture показали, что применение одного большого экрана вместо 2-3 маленьких позволяет на 190% улучшить осознание пилотом ситуации в полете.

Виртуальная приборная доска позволит достичь небывалой гибкости в представлении информации: если прежде прибор занимал место на приборной доске постоянно, независимо от того, сколько времени он используется в полете, то на виртуальной приборной доске соответствующий «прибор» будет появляться только по мере необходимости. Поэтому следует ожидать, что размер приборной доски в будущем даже несколько сократится, что позволит улучшить обзор пространства в нижней полусфере.

С коммерческим внедрением в недалеком будущем уже появившихся новых технологий индикации взамен ЖКИ можно ожидать появления на борту индикаторов не прямоугольной, а более сложной формы. Проекционные индикаторы, органические электролюминесцентные индикаторы могут иметь ту форму экрана, которая наиболее удобна в данном применении, поэтому с освоением этих технологий (после 2005г.) можно ожидать появления на борту индикаторов, форма экрана которых будет диктоваться только конфигурацией приборной доски. Пример такой футуристической кабины, представленный инженерами фирмы Kaiser Electronics, показан на рис.11.7.



**Рис.11.7. Кабина перспективного истребителя**

Описанные тенденции иллюстрирует таблица 11.1.

## Индикация на приборной доске в кабинах истребителей

Самолет	Первый вылет	Электронные индикаторы					ИЛС	МФПУ	приборы, сигнализаторы
		кол.	размер экрана	общая площадь, см <sup>2</sup>	разрешение	информ. емкость			
F-14	1970 <sup>(1)</sup>	2	5"x5"	320 <sup>(2)</sup>	600x600	720 000	+	–	+
F-16	1976 <sup>(1)</sup>	2	4"x4"	210	480x480	460 800	+	+	+
F-117A	1981	3	1 x (8"x10") 2 x (5"x5")	840			+	+	+
Gripen	1988	3	6,2"x8,3"	990	600x800	480 000	+	+	–
Rafale	1991	3	1 x (8"x8") <sup>(3)</sup> 2 x (5"x5")	740			+		+
Eurofighter	1994	3	6,25"x6,25"	810 <sup>(4)</sup>	512x512	786 400	+	+	+
F-18E/F	1995	5	1 x (6,25"x6,25") 2 x (5"x5") 1 x (4,5"x3,5") 1 x (3,9"x3,9") <sup>(5)</sup>	770	512x512 600x600 605x605 <sup>(5)</sup>	1 425 000	+	+	+
F-22A	1997	6	1 x (7,8"x7,8") 3 x (6,25"x6,25") 2 x (3,9"x2,9")	1300 <sup>(6)</sup>	640x640 512x512 320x240	1 349 600	+	+	–
X-32	2001 (прототип)	2	2 x (8"x10") 2 x (3"x4")	1190			–	+	–
F-35	2004	2	1 x (2 x 8"x10") <sup>(7)</sup> 1 x (3"x3")	1088	1280x1024	> 2 621 440	–	–	–

**Примечания.** <sup>(1)</sup> Указан год первого вылета опытного самолета, электронная индикация была добавлена позднее <sup>(2)</sup> В передней кабине <sup>(3)</sup> Со сколламированным изображением 20°x20° <sup>(4)</sup> С учетом откидной аварийной ЖК панели 3"x3" <sup>(5)</sup> Размер экрана МФПУ 4,95"x3,9", а разрешение 767x605, но края заняты изображениями кнопок и не используются для индикации информации <sup>(6)</sup> 49% площади приборной доски <sup>(7)</sup> Два независимых проекционных индикатора установлены вплотную в одном корпусе

В таблице для основных зарубежных истребителей, создававшихся в течение последних 30 лет, приведены данные по размещаемым на приборной доске экранным индикаторам: количество индикаторов; размер экрана по ширине и высоте (в дюймах); общая площадь индикации на приборной доске; разрешающая способность индикатора, измеряемая количеством цветных пикселей по горизонтали и вертикали; информационная емкость индикации. В таблице также указывается, что еще, кроме индикаторов, размещается на приборной доске данного истребителя (ИЛС, многофункциональный пульт управления, отдельные сигнализаторы, электромеханические приборы). Для каждого истребителя указан год первого вылета предсерийного (опытного) экземпляра и именно в порядке вылета самолеты расположены в таблице. Следует иметь в виду, что данные приведены для последней модификации самолета, а год вылета – для первой. Так, истребители F-14, F-16 первоначально вообще не имели индикаторов и получили их в процессе модернизации в 90-х годах. На Gripen сначала стояли монохромные индикаторы с экранами 5"х6" и только на истребителях последней серии устанавливают цветные индикаторы с экранами большего размера, в результате чего площадь индикации увеличилась с 580 см<sup>2</sup> до 990 см<sup>2</sup>. На F-18C/D было только два монохромных индикатора на ЭЛТ, а на F-18E/F установили три дополнительных индикатора и площадь индикации увеличилась с 480 см<sup>2</sup> до 770 см<sup>2</sup>.

Перспективный индикатор должен обладать повышенными интеллектуальными способностями, должен иметь меньшую толщину, более высокую надежность. В отношении конкретных технических характеристик перспективных индикаторов можно сказать следующее.

1) Диапазон углов обзора должен быть не менее 120° по горизонтали и 60° по вертикали.

2) Плотность цветных пикселей, которая у современных индикаторов составляет 30-50 пикселей на 1 см (у отдельных индикаторов - до 80), должна быть увеличена до минимум 50-80 пиксель/см. Структура пикселя при такой плотности значения не имеет.

3) Яркость изображения на индикаторе должна быть регулируема от 0,1 до 1200 кд/м<sup>2</sup>. Достижение верхнего предела пока еще может быть проблематично, яркость изображения 750-800 кд/м<sup>2</sup> может расцениваться как временно приемлемая.

Неравномерность яркости по полю экрана должна быть не более 30%. Перепады яркости в соседних участках экрана должны быть не более 3%.

Должна обеспечиваться плавная регулировка яркости – автоматическая и ручная. Диапазон регулирования яркости должен быть в пределах 10000:1 - 40000:1. Автоматическая регулировка должна обеспечиваться при освещенности в диапазоне от 100 до 100000 лк, должна иметь малое время отклика и рационально подобранный закон регулирования.

4) Яркостный контраст в условиях высокой освещенности 100000 лк должен быть не менее 0,82-0,87 (контрастность 6:1 - 8:1), при низкой освещенности 100 лк – не менее 0,98 (контрастность 50:1).

5) Коэффициенты отражения должны быть не более:

коэффициент диффузного отражения - 0,1%;

коэффициент зеркального отражения - 0,75%.

6) Индикатор должен быть полноцветным, количество градаций серого для каждого из трех основных цветов должно быть не менее 128.

7) Для информации, используемой при ручном пилотировании ЛА, частота обновления на экране должна быть не менее 30 Гц, а запаздывание индикации (включая датчик), не должно превышать эквивалентную постоянную времени 100 мс.

Частота регенерации изображения должна быть не менее 60 Гц (если способ индикации требует регенерации).

8) Светоотдача индикаторов должна увеличиться с нынешних 5 лм/Вт до 20 лм/Вт.

9) При температуре окружающей среды до +40°C индикатор должен нормально работать без принудительного охлаждения.

10) Индикатор должен быть удобен в эксплуатации: при использовании ламп подсвета должна быть предусмотрена возможность их замены в условиях эксплуатации, должна быть предусмотрена загрузка программного обеспечения и баз данных непосредственно на борту.

11) Индикаторы, устанавливаемые на военные ЛА, которые будут использоваться вблизи земли, должны быть совместимы с очками ночного видения.

12) Для каждого отдельного индикатора наработка на неисправность (с учетом всех элементов – подсвета, подогрева и т.д.) должна быть не менее 10000 ч.

## **11.2. Перспективные технологии индикации**

Под технологией индикации здесь понимается способ создания изображения на экране электронного индикатора. Хотя требования к авиационным индикаторам весьма специфичны, в качестве технологии индикации бортовые индикаторы в основном использовали самые развитые на данный момент технологии, применяемые в наземной технике. Так как рынок наземной техники намного обширнее авиационного, объем вложений для создания передовых технологий также значительно выше. Поэтому следует ожидать, что и в дальнейшем новые технологии индикации будут вначале внедряться в интересах рынка наземной техники – компьютерных дисплеев, мобильных устройств, телевизоров – и только потом появятся на борту ЛА. Во всяком случае до сих пор история развития и смены технологий индикации на

борту повторяла пути развития наземной техники, причем с существенным отставанием.

Первой широко использованной технологией индикации были электронно-лучевые трубки. В бортовых индикаторах они доминировали с начала 80-х годов до середины 90-х гг. XX в. В настоящее время ЭЛТ повсеместно вытесняются жидкокристаллическими панелями с активными матрицами. ЖКИ имеют существенные преимущества по сравнению с индикаторами на ЭЛТ (раздел 5.8), однако не являются панацеей от всех бед, так как им свойственен и ряд недостатков, о чем пойдет речь ниже. Поэтому не прекращается поиск еще более эффективной и дешевой технологии индикации. К перспективным технологиям, способным в ближайшие 5-10 лет потеснить существующие ЖКИ в кабинах ЛА, относятся:

- усовершенствованные ЖКИ – индикаторы на основе пластиковых транзисторов, бистабильные ЖКИ;
- проекционные индикаторы – на базе отражающих микро-ЖКИ, на базе твердотельных лазеров, микрозеркальные индикаторы;
- электролюминесцентные индикаторы – органические, тонкопленочные;
- индикаторы на светоизлучающих полимерах;
- вакуумные катодолуминесцентные индикаторы;
- плазменные индикаторы переменного тока.

### ***Бистабильные ЖКИ***

Принцип действия. В бистабильном ЖКИ (Zenithal Bistable Display), путем придания субстрату подложки микроструктурированности удалось добиться того, что жидкокристаллические молекулы заключены в решетку из субстрата, который поддерживает ориентацию молекулы в одном из двух положений. Любое из двух положений стабильно и может быть переключено на противоположное только импульсом напряжения соответствующей полярности (рис.11.8). Амплитуда импульса менее 25 В, длительность меньше миллисекунды. На эту бистабильность не влияют механические или температурные воздействия, пиксель, переключенный в «белое» или «черное» состояние, остается в нем даже после выключения питания, поэтому изображение на экране не требует регенерации. В обычных же ЖКИ с пассивными матрицами требуется регенерация изображения не менее чем 30 раз в секунду.

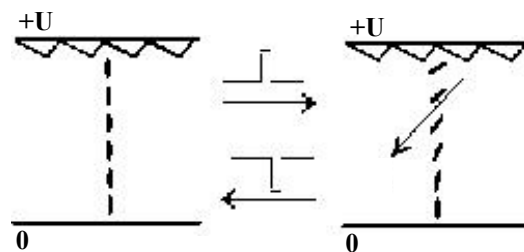


Рис.11.8. Изменение ориентации молекул в бистабильном ЖКИ

Преимущества и недостатки. Бистабильность имеет два важных преимущества. Во-первых, индикатор запоминает изображение, поэтому только в моменты его изменения требует приложения напряжения, следовательно он

может потреблять гораздо меньше энергии, если изображение меняется относительно редко. Другими словами, частота регенерации может быть уменьшена до частоты обновления. Во-вторых, бистабильный ЖКИ является пассивно-матричным устройством, он не требует нанесения активной TFT-матрицы, а качество изображения обеспечивает такое же, следовательно индикационная панель может быть проще и дешевле, ее легче изготавливать (а именно сложность/стоимость современных ЖК панелей является тормозом дальнейшего внедрения их в авиации).

Простота получения решетчатой структуры позволяет производить ЖК экраны в принципе любого размера и с любой разрешающей способностью, открывает возможность нанесения экрана на гибкую пластиковую основу, а это означает, что такой индикатор может быть легче, чем обычный ЖКИ, он более прочен и износостоек.

Сохранение изображения при выключении питания также можно отнести в актив этой технологии: на время перерыва питания и переходного процесса пилот не останется перед черным экраном, он будет по крайней мере видеть ситуацию, какой она была в последний момент.

Состояние разработки. Бистабильный ЖКИ был изобретен в 1997 г. в британском оборонном агентстве DERA (сейчас QuinetiQ). Для коммерческой эксплуатации этой технологии DERA создало компанию ZBD Displays Ltd. Созданные образцы пока носят только демонстрационный характер (монохромные, 2x2 см, разрешение 90x83), в частности продемонстрирована возможность получения в пикселе многих уровней серого, что необходимо для создания полноцветного качественного индикатора. Образцы выполнены на стеклянной подложке, сейчас разработчики пытаются получить индикатор на пластиковой основе.

### ***Индикаторы на основе пластиковых транзисторов***

Принцип действия. В индикаторах на основе пластиковых транзисторов (ИПТ) управляющая активная матрица формируется не из кремния, а из пластика. Обычный кремниевый транзистор выделяет много тепла, поэтому приходится монтировать его на поверхности, которая не расплавится, обычно это металл. Комбинированием органических и неорганических материалов ученым удалось получить полупроводники, выделяющих гораздо меньше тепла, поэтому в качестве подложки можно использовать пластик.

Преимущества и недостатки. Главное преимущество индикаторов с пластиковой активной матрицей – они дешевле. При изготовлении таких индикаторов требуется меньше операций, не нужно обеспечивать высокий класс чистоты помещений, все операции могут производиться при комнатной температуре (традиционные полупроводники производятся при высоких температурах). В принципе, транзисторные ключи могут наноситься на

пластиковую основу методом печати. Результирующая матрица по размеру может быть очень большой.

Другое преимущество пластиковых транзисторов над кремниевыми – электрический заряд быстрее проходит через материал, значит такой транзисторный ключ может переключаться быстрее.

ИПТ тоньше и легче, чем ЖКИ, так как имеет меньше слоев, а стекло заменено тонким пластиком. Он прочнее. Такие индикаторы можно сделать гибкими.

Пластиковые транзисторы можно комбинировать с органическими электролюминесцентными индикаторами (см. ниже), чтобы получить в результате полностью органический индикатор.

Недостатки ИПТ наследуют у тех технологий, которые используются для визуализации – ЖК и т.д.

Состояние разработки. Созданием пластиковых полупроводников и индикаторов на их основе занимаются: IBM, голландская фирма Philips Electronics, Lucent Technologies совместно с E Ink, Херох совместно с 3M, Sarnoff, британская фирма Plastic Logic и несколько японских и южнокорейских фирм. Исследования в этом направлении ведет Пенсильванский государственный университет.

IBM создала ИПТ путем распыления оксида олова с фенэтиламмонием на обычной пластиковой пленке.

Lucent Technologies ведет аналогичные работы, но на основе другого органического материала – пентацина. Lucent вместе с E Ink Corp работает над созданием «электронной бумаги» - технологии, которая позволит делать газеты и книги на пластиковой основе со сменяемым электронным содержанием, табло и т.п. При этом используется технология «электронных чернил», созданная в E Ink. Электронные чернила состоят из крошечных капсул, каждая содержит миллионы заряженных частиц. Положительно заряженные частицы – черные, а отрицательно заряженные – белые. Полярность заряда, приложенного к микрокапсуле определяет, какие частицы поднимутся на поверхность, а какие окажутся внизу, тем самым выбирается цвет точки в данном месте экрана – черная или белая. В более простой разновидности электронных чернил каждая микрокапсула имеет заряженные частицы белого пигмента, плавающие в наполнителе синего цвета. Частицы в капсуле либо всплывают под воздействием приложенного напряжения, либо лежат на дне капсулы (рис.11.9).

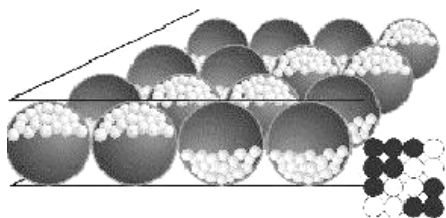


Рис.11.9. Электронные чернила

Микрокапсулы впечатываются в поверхности ткани, бумаги, пластика или даже металла, выполняющих роль своеобразного дисплея. «Чернила» – лист микрокапсул – фирма Lucent соединяет с активной матрицей и получается полноценный дисплей. Достоинством «чернил» является то, что они бистабильные, т.е. требуют приложения напряжения только при изменении

изображения. Поэтому такой индикатор потребляет гораздо меньше энергии, чем ЖКИ. Кроме того, электронная бумага имеет преимущества перед ЖКИ вследствие своей гибкости и долговечности. Электронную бумагу можно сворачивать, ее нельзя сломать, уронив.

Пока удалось добиться разрешения 600 точек на дюйм, а картинка выглядит как качественная распечатка струйного принтера. Скорость обновления изображения в опытных образцах достигает десяти кадров в секунду. Сейчас разработки в области «электронной бумаги» ориентированы на считывание в отраженном свете и монохромное исполнение, т.е. не представляют прямого интереса с точки зрения авиационного применения. Однако с прогрессом технологии можно ожидать и более близких для авиации технических решений.

Philips создало прототип ЖКИ с активной матрицей из пластиковых транзисторов (64x64) с диагональю 5 см. Причем, если обычный транзистор может находиться только в двух состояниях (включен/выключен), пластиковый транзистор Philips может находиться в 256 состояниях, управляя 256 уровнями серого своего пикселя. В прототипе пластиковые транзисторы нанесены на стекло. Следующим шагом будет индикатор на гибкой пластиковой основе.

Первые коммерческие продукты на базе пластиковых полупроводников должны появиться в 2002 г.

### ***Проекционные индикаторы с отражающими микро-ЖКИ***

В настоящее время доля жидкокристаллических индикаторов, используемых в бортовом оборудовании военных самолетов армии США, составляет 70%. Однако энтузиазм, с которым внедрялись на борт ЖК индикаторы, в настоящее время угас. Выяснилось, что производить такие индикаторы американским фирмам невыгодно: сложная технология окупается только при массовом выпуске, а рынок коммерческих ЖК индикаторов занят японскими и корейскими фирмами. Поэтому часть американских компаний, занимавшихся ЖК индикаторами, ушла с этого рынка, а оставшиеся подняли цены до неприемлемого уровня. В результате военное командование и промышленность США встали перед дилеммой: закупать коммерческие ЖК панели на Востоке, а затем силами американских фирм «упрочнять» их и

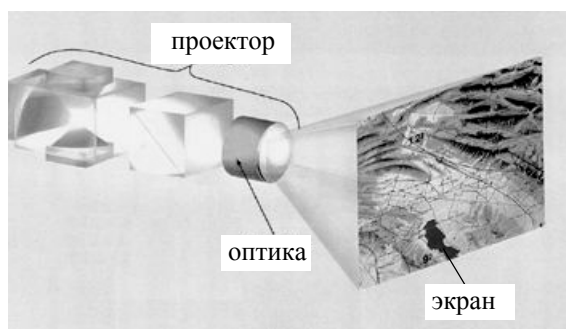


Рис.11.10.Схема проекционного индикатора

доводить до требований военного применения, или вообще отказаться от ЖК и перейти на другую технологию. Первый путь был признан неприемлемым из-за возникающей при этом технологической зависимости от других стран, поэтому на новых истребителях ЖК индикаторы сейчас заменяются проекционными индикаторами,



разработанными в отделении Kaiser Electronics фирмы Rockwell Collins (рис.11.11).

В проекционных индикаторах изображение проецируется на экран сзади (рис.11.10). В качестве источника изображения используются отражающие микро-ЖКИ на кремниевой основе (reflective micro Liquid Crystal Display), подсвечиваемые дуговыми лампами.

По сравнению с ЖКИ проекционные индикаторы имеют ряд преимуществ:

- повышенная устойчивость к внешним воздействующим факторам, в том числе – к повышенным и пониженным температурам;
- больше допустимые углы обзора;
- выше разрешающая способность;
- выше яркость;
- лучше цветовой контраст;
- меньше время готовности (не требуют прогрева на морозе);
- меньше стоимость;
- гибкая открытая архитектура.

Еще одно существенное преимущество проекционных индикаторов – легко получить любую форму и размер экрана (ЖК индикаторы имеют прямоугольный формат). Причем проектор может использоваться один и тот же для целого ряда типоразмеров индикаторов, что позволяет снизить их стоимость.

Читаемость изображения при солнечной засветке, надежность и эксплуатационные качества проекционных индикаторов не хуже, чем у ЖКИ.



Рис.11.11. Проекционные индикаторы Kaiser Electronics [121]

### ***Проекционные микрозеркальные индикаторы***

***Принцип действия.*** Проекционные микрозеркальные индикаторы (Digital Micromirror Projection Display) представляют собой микроэлектромеханические системы. Цифровой переключатель света монтируется на кремниевом кристалле, содержащем схемы, управляющие каждым из элементов-зеркал переключателя. Цифровой переключатель размером 15x15 мм содержит около

442 тысяч алюминиевых зеркал, которые представляют собой квадратики со стороной 16 мкм. Каждое зеркало может поворачиваться на угол  $\pm 10^\circ$  относительно нейтрального положения, под отклоняющей системой зеркала расположена ячейка памяти, чье состояние определяет положение зеркала (рис.11.12). Электростатическое поле между ячейкой памяти и отклоняющей системой вызывает поворот зеркала на  $10^\circ$  в ту или иную сторону, отражая падающий на зеркало свет или в линзу, или в сторону от нее.



Рис.11.12. Кристалл DMD с зеркалами

В простейшей однокристалльной проекционной системе (рис.11.13) конденсорная линза собирает белый свет, излучаемый лампой, и направляет его на цифровой переключатель под углом  $20^\circ$  к его поверхности. Расположенная рядом с цифровым переключателем другая линза проецирует созданное им изображение в увеличенном масштабе на экран. Когда отклоняющая система элемента повернута на угол  $+10^\circ$ , его зеркало отражает падающий на поверхность свет в зрачок линзы, производя на экране яркий пиксель, а когда отклоняющая система повернута на угол  $-10^\circ$ , свет в линзу не попадает и соответствующий пиксель на экране выглядит темным. Цвет в самом простом случае получается за счет трехцветного вращающегося светофильтра в виде колеса. Колесо последовательно занимает три положения, перекрывая пучок падающего на цифровой переключатель света то синим, то зеленым, то красным светофильтрами. Синхронно с поворотом колеса цифровой переключатель подсвечивает то синие, то зеленые, то красные пиксели.

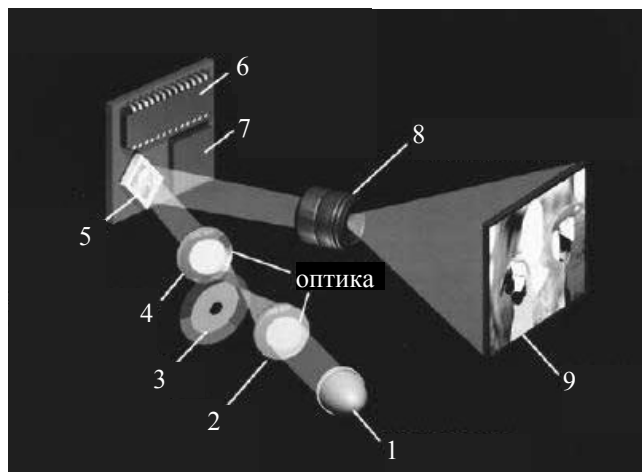


Рис.11.13. Схема однокристалльного DMD-проектора:

1 – источник света, 2 – конденсорная линза, 3 – цветной фильтр, 4 – формирующая линза, 5 – кристалл DMD, 6 – процессор, 7 – память, 8 – проекционные линзы, 9 – экран

Преимущества и недостатки. Главным преимуществом проекционного микрозеркального индикатора (ПМЗИ) является его способность показывать информацию из несколько разных источников, как аналоговых, так и цифровых, в виде высококачественного цифрового изображения. Это обеспечивается поочередным включением каждого источника изображения и переключения их с большой частотой. Не нужно предварительно смешивать эти изображения в какой-то видеопамати. Индикатор способен показать

генерируемый компьютером текст и символы, затем движущееся видеоизображение – и это будет выглядеть как одна картинка.

По сравнению с ЖКИ этот тип индикатора более эффективно использует свет:

1) ПМЗИ является отражающим устройством, в то время, как ЖКИ работает на просвет и часть света поглощается материалом;

2) у ПМЗИ расположенные вплотную зеркала отражают до 90% падающего света, а у ЖКИ этот показатель меньше 70%, остальная часть блокируется непрозрачными фрагментами ячейки;

3) ЖКИ использует поляризованный свет, это означает что 50% света отсекается поляризатором до того, как он попадет на экран.

Благодаря высокой заполненности кадра ПМЗИ свободен также от заметной глазу структурированности изображения.

Так как зеркала поворачиваются очень быстро (меньше 10 мкс), в ПМЗИ можно выполнять градации серого с помощью временной модуляции зеркала: каждый кадр разбивается на несколько интервалов, а тот пиксель, который подсвечивается больше интервалов, чем другой, будет выглядеть более светлым.

ПМЗИ свободен от мельканий, такое изображение не вызывает утомления глаз.

Состояние дел. ПМЗИ был впервые представлен в 1977 г. учеными из Texas Instruments. Существующая сегодня конструкция появилась в 1990 г. и сейчас доведена до внедрения. Использующие цифровой переключатель проекторы выпускаются по всему миру разными компаниями. Уже выпускаются ПМЗИ для телевидения высокой четкости с разрешением 2 млн. пикселей на кристалл. Заключены контракты на поставки ПМЗИ для военного применения.

### ***Органические электролюминесцентные индикаторы***

Принцип действия. Электролюминесценция – это нетермическое превращение электрической энергии в излучение (свет). Существует два класса электролюминесцентных приборов. В одном из них свет генерируется ударным возбуждением светоизлучающего центра (активатора), которое производят электроны высокой энергии в материалах типа ZnS:Mn. К этому классу относятся рассматриваемые далее тонкопленочные электролюминесцентные индикаторы. Другой класс приборов – светодиодные – использует эффект излучения света, производимого при электронно-дырочной рекомбинации вблизи *pn*-перехода. Традиционные светоизлучающие диоды изготавливаются из неорганических материалов, таких, например, как GaAs, но в последнее время достигнут значительный прогресс в создании органических светоизлучающих диодов (OLED - Organic light-emitting diode).

Органические электролюминесцентные индикаторы (ОЭЛИ) имеют ячеистую структуру, где каждая ячейка представляет собой светодиод и содержит несколько тонких органических слоев, заключенных между прозрачным анодом и металлическим катодом (рис.11.14).

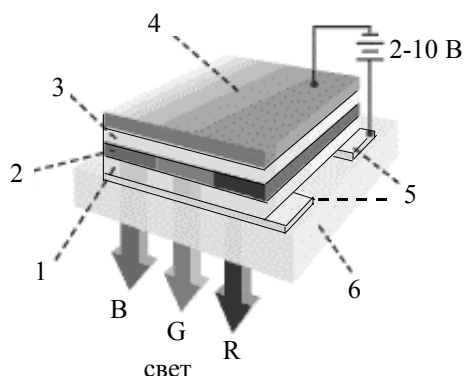


Рис.11.14. Структура органического электролюминесцентного индикатора:  
 1 - дырочно-инжекционный слой, 2 - излучающий слой, 3 - электрон-транспортный слой, 4 - металлический катод, 5 - анод, 6 - стеклянная подложка

Органические слои включают:

- дырочно-инжекционный слой, который обеспечивает дырочную проводимость,
- дырочно-транспортный слой,
- излучающий слой,
- электрон-транспортный слой.

Когда к ячейке прикладывается напряжение (обычно несколько вольт), выделяемые металлическим катодом электроны (отрицательные заряды) и выделяемые в дырочно-инжекционном слое дырки (положительные заряды) рекомбинируют в излучающем слое, при этом излучается энергия в виде света (электролюминесценция). Материалы для анода, катода и органических слоев подбирают так, чтобы увеличить процесс рекомбинации и тем самым повысить светоотдачу. Для еще большей эффективности и обеспечения цветности индикатора в излучающий слой внедряют небольшое количество фосфоресцентных молекул. Органические слои могут состоять из маленьких молекул или макромолекул-полимеров.

Как и другие плоскоструктурные индикаторы, ОЭЛИ делятся на активно-матричные и пассивно-матричные.

Пассивно-матричные представляют собой матрицу ячеек, на которую нанесены пересекающиеся проводники анода и катода. Для включения нужной ячейки электрическое напряжение прикладывается к соответствующему ряду и соответствующей колонке матрицы. Внешний контроллер управляет включением ячеек, сканируя ряды и включая нужные колонки с требуемой частотой, например 60 раз в секунду.

Пассивно-матричные ОЭЛИ используются для простых и дешевых индикаторов, индицирующих небольшие объемы информации, например, для цифробуквенных дисплеев.

Активно-матричные ОЭЛИ имеют в качестве подложки электронный слой, содержащий тонкопленочные транзисторы и конденсаторы. Каждый

пиксель может быть включен независимо через соответствующую ему пару транзистор-конденсатор электронного слоя (и, в принципе, может оставаться во включенном состоянии в течение всего кадра).

По сравнению с пассивно-матричными ОЭЛИ активно-матричные имеют следующие преимущества:

- при такой конструкции нет строгих ограничений на количество пикселей, их плотность, размер пикселя, что позволяет создавать дисплеи с высоким разрешением, большим размером экрана и большим информационным наполнением, включая графику и видеоизображение.
- схемы управления наносятся прямо на подложку, тем самым исключается необходимость в дополнительных внешних схемах управления и в плотной (и дорогой) сетке электродов.
- активно-матричные ОЭЛИ потребляют гораздо меньше энергии при той же яркости, поскольку при пассивно-матричной адресации для получения требуемой средней яркости за время выборки пикселя необходимо приложить гораздо большие пиковые токи, что приводит к тепловым потерям ( $I^2R$ ) и сокращению срока службы, в то время, как при активно-матричной адресации каждый элемент запитывается небольшим током в течении времени выборки строки, не достигая пиковой яркости, которая к тому же сокращает срок службы.

Преимущества и недостатки. По сравнению с ЖКИ индикаторы ОЭЛИ имеют ряд преимуществ.

1) У ОЭЛИ более простая конструкция, так как:

он является самоизлучающим прибором, в отличие от ЖКИ ему не требуется подсвет, поэтому в конструкции отсутствуют лампы подсвета;

многослойная тонкопленочная структура интегрирована на одной подложке, в то время как ЖКИ имеет в своем составе несколько структур (подложка с тонкопленочными светофильтрами и электродами, подложка с активно-матричными управляющими схемами, на обеих подложках расположен специальным образом обработанный материал, ориентирующий определенным образом молекулы ЖК-материала).

Поэтому толщина ЖКИ определяется целым рядом элементов плюс подсвет, в то время как толщина ОЭЛИ определяется только толщиной подложки. Соответственно у ОЭЛИ:

в 2-10 раз меньше потребляемая мощность;

примерно в 2 раза меньше масса;

значительно меньше толщина дисплея – порядка 2 мм (рис.11.15).

2) В ЖКИ свет должен проходить через отверстие, поэтому для такого дисплея критичен угол обзора. Для ОЭЛИ, который является излучающим прибором, угол обзора может быть гораздо больше (свыше  $160^\circ$ ).

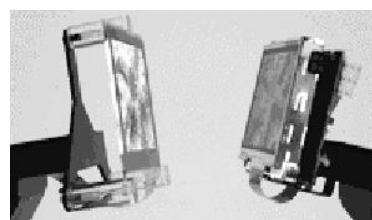


Рис.11.15. Толщина ОЭЛИ (слева) и ЖКИ (справа)

3) Выше контрастность и лучше цветопередача.

4) Низкое рабочее напряжение (2-10В).

5) В 1000 раз выше скорость включения/выключения пикселей: единицы микросекунд против десятков миллисекунд у ЖКИ. Это позволяет индцировать движущееся видеоизображение даже на пассивно-матричном ОЭЛИ. Кроме того для ЖКИ свойственно резкое увеличение времен включения/выключения при отрицательных температурах окружающей среды, в то время как отклик ОЭЛИ от температуры почти не зависит.

6) Дефектные пиксели в активноматричных ОЭЛИ могут быть только темными, что гораздо более приемлемо, чем дефекты в виде ярких точек, которые могут иметь место в ЖК панелях.

7) Сравнительно сложно изготовить ЖКИ с форматом отношения сторон 1:1, поскольку все коммерческие приложения используют экраны с соотношением сторон 3:4 или 9:16. В силу потенциально более простой технологии возможно получение ОЭЛИ с экранами формата 1:1 из опытного производства, в то время как ЖКИ приемлемого качества можно получить только на уровне массового производства.

8) Высокая теплоустойчивость, широкий диапазон рабочих температур.

9) Поскольку все процессы формирования ОЭЛИ низкотемпературные, то в отличие от ЖКИ, возможно изготовление их на полимерной (пластмассовой) подложке. Это обеспечит дальнейшее уменьшение массы и стоимости.

10) Низкая стоимость за счет меньшей материалоемкости и более простого производственного процесса:

- ОЭЛИ включает в свой состав гораздо меньше функционально активных (не конструкционных) материалов, поэтому для формирования топологии элементов изображения требуется гораздо меньше операций и, следовательно, гораздо меньше затраты на оборудование и инфраструктуру;
- производство ОЭЛИ может без значительной переделки использовать существующую инфраструктуру производства ЖКИ, за счет чего сокращается время выхода ОЭЛИ на коммерческий рынок, это также дает значительный выигрыш по себестоимости;
- более дешевые материалы.

11) Выше световая эффективность. ЖКИ по принципу работы является светоклапанным прибором, т.е. он модулирует по яркости световой поток проходящий через него. Коэффициент прозрачности просветного ЖКИ для проходящего светового потока составляет для современных экранов 5-9%. Таким образом, для того чтобы получить на ЖКИ яркость 700 кд/м<sup>2</sup> необходимо иметь яркость задней подсветки порядка 8000 – 14000 кд/м<sup>2</sup>. Модуль подсветки, обеспечивающий такую яркость потребляет примерно 80% потребляемой индикатором мощности. Световая эффективность ЖКИ составляет порядка 2,5 лм/Вт. ОЭЛИ не требуют задней подсветки, поэтому потенциально световая эффективность их выше. Квантовая эффективность

ОЭЛИ достигает 10% (для зеленого цвета). Высокая квантовая эффективность обеспечивает низкое энергопотребление.

Потенциально ОЭЛИ могут обеспечить предельные яркости порядка 10000 кд/м<sup>2</sup>.

12) Поскольку ОЭЛИ – твердотельная конструкция, они не чувствительны к внешнему давлению, ударам и вибрации, в то время как ЖКИ крайне чувствителен к локальным перепадам давления.

13) Потенциальная возможность наносить органические электролюминесцентные структуры на гибкие полимерные подложки обещает в будущем совершенно новую для систем отображения информации, дешевую, массовую «рулонную» технологию. Это свойство позволяет создать вогнутый панорамный индикатор, плавно обтекающий панель управления летательного аппарата так, чтобы направление наблюдения пилота при любом угле было перпендикулярно плоскости изображения, обеспечивая отсутствие искажений. Правда, эту возможность не удастся пока использовать практически из-за необходимости защищать ОЭЛИ от воздействия окружающей атмосферы, так как для герметизации используются жесткие материалы (стекло).

14) Высокая прозрачность (70–85%) ОЭЛИ может предоставить разработчикам авиационных индикаторов совершенно уникальные возможности: от панорамных индикаторов на лобовом стекле, не мешающих наблюдению за окружающей обстановкой, до структур, дающих объемное изображение.

Основная проблема ОЭЛИ на сегодняшний день – срок службы. В отличие от стекла, используемые в качестве подложки для изготовления ОЭЛИ материалы не являются абсолютно непроницаемыми для содержащихся в воздухе кислорода и водяных паров, а их воздействие вызывает быстрое разрушение органических светоизлучающих материалов. Поэтому для увеличения срока службы ОЭЛИ необходима полная герметизация дисплейной панели. Кроме того, органические материалы постепенно деградируют в процессе работы, им свойственно «старение», которое выражается в уменьшении яркости и изменении спектральных характеристик.

Монохромные промышленные дисплеи рассчитаны на 6000-10000 часов работы, для цветных этот показатель значительно ниже. Для авиационного применения срок службы будет еще ниже, так как яркость и срок службы в ОЭЛИ обратно пропорциональны.

Другая проблема, затрудняющая применение ОЭЛИ в авиации – высокий коэффициент отражения экрана из-за отражения от верхнего металлического электрода. Одним из путей ее решения является замена металлических электродов на прозрачные проводящие покрытия.

Состояние дел. Важнейшие результаты в разработке технологии ОЭЛИ принадлежат фирме Eastman Kodak, в настоящее время работы над дисплеями этого типа ведутся ей совместно с Sanyo Electric Company. Пассивно-матричные панели их производства с 1997г. используются в автомобильных

аудиосистемах фирмы Tohoku Pioneer и в сотовых телефонах Motorola и Sanyo (размер по диагонали до 20 см и разрешение 240x320). В 2002 г. фирмы-соразработчики продемонстрировали опытный образец активно-матричного полноцветного широкоэкранный (16:9) дисплея с диагональю 15" и с разрешением 1280x740; количество цветовых оттенков – 262144, яркость 300 кд/м<sup>2</sup>, максимальный угол обзора 165°.

Над созданием собственных прототипов работают фирмы Pioneer, Sony, NEC, Samsung, Philips Mobile Display Systems, Ritek, EMagin, DuPont Displays, Three-D OLED, Planar, Принстонский университет и другие.

Тайваньской фирме Chi Mei удалось создать широкоэкранный дисплей с диагональю 20" и с разрешением 1280x768, максимальная яркость – 500 кд/м<sup>2</sup>, потребляемая мощность не превышает 25 Вт.

Sony продемонстрировала прототипы дисплеев SVGA с диагональю 13", разрешением 800x600 и WVGA с диагональю 10", разрешением 864x480; толщина обоих 1,4 мм.

Ожидается, что ОЭЛИ большого размера появятся на рынке после 2005 г.

Фирма Planar выпускает монитор *EL640.480-AA1, Color Brite* с рабочим полем экрана 211x158 мм (8"x6") и с разрешением 640x480. Другие его характеристики:

- количество цветов - не менее 64 (объем текущей палитры – 8);
- яркость не менее 21 кд/м<sup>2</sup>;
- контрастность изображения не менее 20:1 (при освещенности 500 лк);
- максимально допустимые углы обзора по горизонтали/вертикали ± 80°;
- рабочий температурный диапазон –25...+65°C;
- питание +5 В, +12 В, потребляемая мощность 10 Вт;
- габариты 263x205x20 мм;
- наработка на отказ 100000 ч (при 75% яркости);
- масса 0,8 кг.

Выдающиеся результаты на рынке ОЭЛИ принадлежат корпорации Universal Displays Corp. Этой фирме удалось изготовить гибкий монохромный дисплей со сроком службы 3800 ч и начальной яркостью 425 кд/м<sup>2</sup> (в течение срока службы яркость уменьшается вдвое). Universal Displays также разработала уникальную технологию создания ОЭЛИ с прозрачным катодом – TOLED (Transparent OLED). Изображение на таком дисплее можно видеть с двух сторон. В выключенном состоянии такие дисплеи имеют прозрачность не менее 70%, что позволяет интегрировать их в стекла зданий, самолетов, автомобилей, защитные щитки шлемов. Уже был продемонстрирован образец полноцветного активноматричного TOLED с диагональю экрана 5,6 см. Еще одно достижение Universal Displays – многослойные ОЭЛИ (SOLED – stacked OLED). В отличие от обычных полноцветных дисплеев, где субпиксели трех основных цветов расположены в одной плоскости, в SOLED пиксель состоит из расположенных друг за другом трех субпикселей разных цветов, излучение которых складывается и образует смешанный цвет. Такая конструкция

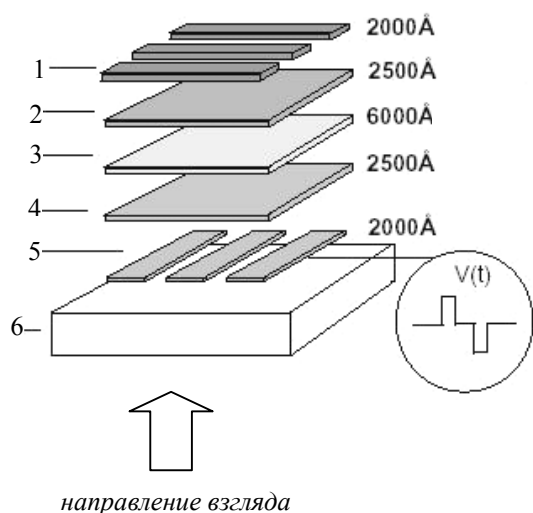


позволяет втрое повысить количество пикселей экрана при той же площади. Сообщалось также, что фирма подготовила линию для производства гибких ОЭЛИ на термостойкой пленке толщиной всего 0,18 мм. Известно также, что фирма получила заказ на изготовление миниатюрных полноцветных ОЭЛИ для использования в защитных шлемах американских солдат.

Объем рынка ОЭЛИ в 2000г. составлял \$29 млн., к 2007г. ожидается \$1,6-3 млрд.

### ***Тонкопленочные электролюминесцентные индикаторы***

***Принцип действия.*** Тонкопленочный электролюминесцентный (thin film electroluminescent) индикатор (ТЭЛИ) состоит из нескольких слоев (рис.11.16). Центральный из них – тонкий слой фосфора, который излучает свет под воздействием электрического поля. Для излучения требуется создать мощное поле (порядка 1,5 МВ/см), при таком его уровне любой дефект пленки вызовет замыкание электродов с последующим деструктивным излучением фосфора. Чтобы избежать этого и ограничить ток, слой фосфора с обеих сторон защищают слоями диэлектрика. По обе стороны от них располагается сетка электродов, причем электроды по крайней мере с одной из сторон прозрачны, чтобы пропускать излучаемый свет к наблюдателю. Один слой электродов служит для выбора строки, другой – столбца. Напряжение, приложенное к паре электродов, позволяет засветить пиксель экрана, находящийся на пересечении соответствующего ряда и строки.



**Рис.11.16. Структура монохромного тонкопленочного электролюминесцентного индикатора:**

*1 - металлические электроды, 2 - изолятор, 3 - фосфор, 4 - изолятор, 5 - прозрачные электроды, 6 - стеклянная подложка*

В ранних работах по ТЭЛИ цветные индикаторы пытались получить за счет использования фосфора трех цветов – красного, зеленого и синего. В настоящее время предпочтительной признана другая конструкция индикатора, в которой используется белый фосфор, а перед прозрачными электродами располагают три цветных фильтра, создающих пиксели красного, зеленого, синего цветов.

Как и ЖКИ, ТЭЛИ бывают пассивно- и активно-матричные. Активно-матричные ТЭЛИ потребляют меньше электроэнергии, имеют более высокую яркость и обеспечивают больше градаций серого.

Преимущества и недостатки. ТЭЛИ хорошо подходят под требования авиационного применения – они плоские, компактные, прочные, надежные индикаторы с широким температурным диапазоном. К другим их достоинствам относятся:

- высокая яркость и контраст;
- прекрасное качество изображения под любыми углами обзора (160°);
- малое время отклика (1 мс);
- высокая разрешающая способность;
- малое электромагнитное излучение;
- стойкость к внешним воздействующим факторам, износостойкость;
- большой срок службы.

Недостатком цветных ТЭЛИ является недостаточная яркость для работы при высокой внешней освещенности.

Состояние дел. Монохромные ТЭЛИ выпускаются серийно. В авиации они применяются в МФПУ, где цвет не обязателен. Обычные характеристики коммерческого ТЭЛИ с разрешением 320x240 следующие:

рабочая зона экрана 101x76 мм;

светоотдача около 3 лм/Вт;

яркость 150 кд/м<sup>2</sup>;

коэффициент контрастности более 150:1 при освещенности 500 лк, при освещенности 100000 лк - 2,5:1;

диапазон углов обзора по горизонтали и по вертикали - 160°;

потребляемая мощность 8 мВт/см<sup>2</sup>;

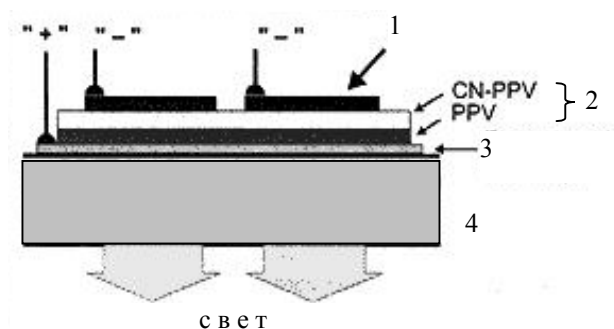
масса 300 г.

ТЭЛИ с активной матрицей широко используются в минидисплеях благодаря высокой яркости, компактности, легкости и прочности. Для них достигнута разрешающая способность 780 линий/см (диагональ 0,76" при разрешении 1280x1024). Известные фирмы в области разработки ТЭЛИ - Lite Array, Luxell, Planar. Фирма Planar разрабатывает ТЭЛИ с разрешающей способностью 67 линий/см для инфракрасной системы обзора танка M1A2 Abrams.

### ***Индикаторы на светоизлучающих полимерах***

Принцип действия. Индикаторы на светоизлучающих полимерах (ИСИП) используют особые полимерные материалы (LEP - Light Emitting Plastic), излучающие свет при приложении к ним напряжения. ИСИП содержит тонкую пленку такого полимера, нанесенного на стеклянную или пластиковую подложку, покрытую прозрачным электродом из окиси индия. Сверху на полимер напыляется алюминиевый электрод (рис.11.17). Когда к электродам

прикладывается напряжение постоянного тока, полимер светится. Интенсивность свечения пропорциональна току.



**Рис.11.17. Структура индикатора со светоизлучающими полимерами:**

*1 – верхний электрод, 2 – слой пластика, 3 – прозрачный электрод, 4 – подложка*

Сейчас уже получены полимеры основных цветов - красного, зеленого и синего. В жидком виде эти три полимера и еще четвертый проводящий полимер заряжаются в картридж, а затем устройством типа струйного принтера наносятся на подложку экрана в виде крошечных капель.

Светополимеры являются полупроводниками, к тому же самоизолируемыми, что позволяет получать пиксель любой формы и размера. Разрешение определяется только плотностью сетки электродов.

Преимущества и недостатки. Все сказанное выше про преимущество ОЭЛИ перед ЖКИ справедливо и для ИСИП.

Одно из главных достоинств технологии – дешевизна. Используются дешевые материалы и относительно простые технологии. Достаточно простое и устройство индикатора — слой полимера наносят прямо на TFT-матрицу и на прозрачную подложку (при этом используют отработанную технологию струйной печати).

Незначительное влияние соседних элементов, обусловленное хорошими изоляционными свойствами полимера, позволяет формировать изображение из самых малых элементов. Таким образом, можно получить практически любое разрешение и придать отдельному пикселю, а также экрану в целом произвольную форму. Основа, на которую наносится полимер, может быть любой формы и размера (из такой ткани можно, например, шить одежду).

ИСИП работают при напряжении питания всего около 5 В и имеют очень малый вес.

Еще одно немаловажное достоинство — индикаторы очень тонкие (монохромный дисплей имеет толщину 2 мм). Это позволяет наносить различные поляризационные покрытия, обеспечивающие высокую контрастность изображения.

Угол обзора может достигать 180° за счет того, что пластик излучает сам и не требует подсветки.

Пиксели ИСИП имеют малое время переключения (доли микросекунды).

К недостаткам технологии можно отнести то, что полимерный экран нуждается в герметизации, чтобы избежать расслоения под действием водяных

паров. Еще одна проблема заключается в низком сроке службы из-за обесцвечивания пластика под действием ультрафиолетовой составляющей света: 5 лет (как у ЭЛТ-мониторов) и 7000 часов при 20°C (1100 часов при 80°C). Срок хранения при воздействии яркого света и повышенной температуры - 18 месяцев.

Состояние дел. Технология разработана в Кембридже. Авторы создали фирму - Cambridge Display Technologies (CDT), которая владеет основными патентами и занимается разработкой ИСИП. С фирмой CDT сотрудничают такие компании, как Seiko Epson, Intel, HP и др. Компания DuPont Displays планирует наладить выпуск собственных дисплеев этого типа.

За последние годы компания CDT довела квантовую эффективность двухслойного пластика до 5% при излучении желтого света, что сравнимо с эффективностью современных неорганических светодиодов. Помимо повышения эффективности удалось расширить и спектр излучения. Теперь пластик может испускать свет в диапазоне от синего до ближнего инфракрасного с эффективностью порядка 1%. Фирма получила первый коммерческий заказ на изготовление монохромных минидисплеев (с диагональю 1,7"). К настоящему моменту CDT разработала и полноцветный полимерный дисплей.

Недавно группе голландских ученых удалось создать на основе полимера вещество, которое будучи заключено между двумя электродами при подаче тока в прямом направлении излучает свет одного цвета, а при изменении полярности питания - другого. Это открывает новые возможности для ИСИП.

### ***Вакуумные катодолуминесцентные индикаторы***

Принцип действия. Вакуумные катодолуминесцентные индикаторы (ВКЛИ), называемые еще индикаторами с электростатической (автоэлектронной, полевой) эмиссией (FED - Field Emission Display), похожи по принципу действия на ЭЛТ: в обоих случаях применяется люминофор, светящийся под воздействием электронного луча.

Поэтому полевые излучающие индикаторы называют плоскими ЭЛТ. Главное отличие состоит в том, что электроны в ВКЛИ генерируются под действием полевой эмиссии, а в ЭЛТ – под действием термической эмиссии. ЭЛТ имеет электронную пушку, которая испускает электронный луч, последовательно сканирующий экран,

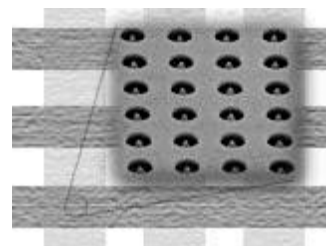


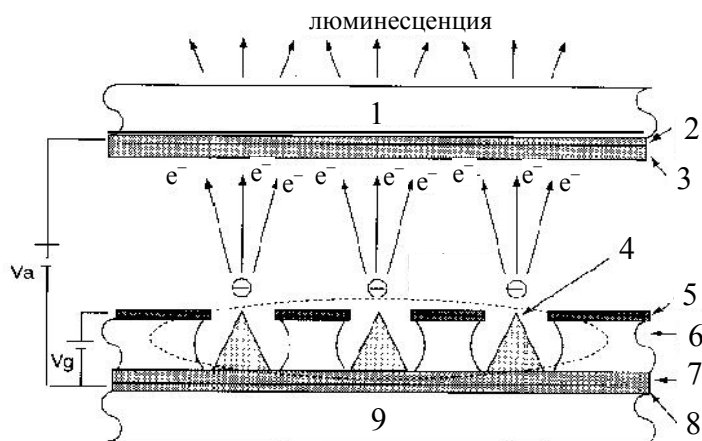
Рис.11.18. Матрица эмиттеров

покрытый люминофорным слоем. ВКЛИ содержит матрицу эмиттерных ячеек, каждая из которых содержит около тысячи крошечных конусообразных эмиттеров размером около 0,15 мкм (рис.11.18) и формирует свой пиксель экрана. Эмиттер излучает электроны с остроконечных элементов поверхности. Острый кончик позволяет создать высокую напряженность электрического

поля, приводящую к эмиссии электронов даже при небольшом приложенном напряжении (от 12 В и выше). Благодаря этому нет нужды в нити накаливания, отсюда еще одно название таких индикаторов – индикаторы с "холодным катодом". В отличие от высоковольтных ЭЛТ, такие индикаторы потребляют мало энергии (менее 10 Вт) и могут быть мгновенно включены/выключены.

Микроскопические эмиттеры обладают большим ресурсом, так как каждый отдельно взятый эмиттер работает в очень легком режиме. Выход из строя одного эмиттера никак не отразится на качестве изображения, в отличие от тонкопленочного транзистора в активноматричном ЖКИ. Над каждой строкой эмиттеров в матрице располагается управляющий сетчатый столбец (рис.11.19). Отверстия расположены таким образом, что одновременно выполняют функцию фокусирующей сетки, препятствующей засвечиванию соседних люминофоров. Ближе к матрице люминофоров располагается ускоряющий анод, на который подается напряжение уже порядка 100-300 В, поэтому около 98% электронов достигают анода.

Так как управлять током индивидуального эмиттера трудно, каждый пиксель работает только в двух состояниях – включено/выключено. Благодаря малому времени отклика (наносекунды) для создания градаций серого можно использовать импульсно-кодовую модуляцию.



**Рис.11.19. Конструкция вакуумного катодолюминесцентного индикатора:**

1 - анодная подложка, 2 - прозрачный анод, 3 - фосфор, 4 - конус эмиттера, 5 - затвор, 6 - изолирующий слой, 7 - резистивный слой, 8 - катод, 9 - катодная подложка

Преимущества и недостатки. ВКЛИ обеспечивают высокую яркость изображения ( $600-800 \text{ кд/м}^2$ ), угол обзора  $160^\circ$  во всех направлениях, имеет очень короткое время отклика. По сравнению с ЖКИ индикаторы этого типа имеют ряд преимуществ: они менее чувствительны к внешним воздействиям, мгновенно включаются при низких температурах и до  $-30^\circ\text{C}$  не требуют подогрева, нет ограничений по углам обзора, более высокий к.п.д. (излучают свет только тогда, когда это нужно и столько, сколько нужно), не требуют принудительного охлаждения при высокой яркости, лучше цветопередача, они тоньше и надежнее за счет отсутствия подсвета и схем температурной компенсации, дешевле. Так как технологический процесс изготовления ВКЛИ проще, чем у ЖКИ, стоимость такого индикатора в 3 раза меньше.

Но, к сожалению, еще не решена главная проблема ВКЛИ - небольшой срок службы. Другая проблема состоит в том, что между двумя пластинами стекла, которые разделены узкой щелью, должно создаваться разряжение (то есть откачан воздух), следовательно конструкция должна быть достаточно прочной, чтобы противостоять сжимающему атмосферному давлению. Для экранов большого размера эту задачу решить сложно. Еще один недостаток – современные ВКЛИ в большинстве своем используют высокое ускоряющее напряжение, поэтому им свойственны связанные с этим проблемы – те же, что и у ЭЛТ.

*Состояние дел.* Этот тип индикаторов начал осваиваться в США и Европе в ответ на прорыв Японии и Кореи в области ЖКИ. Многие предсказывают технологии ВКЛИ блестящее будущее и видят в них единственную альтернативу ЖКИ. В настоящее время эта технология еще находится на ранней стадии развития. Необходимость высокого вакуума, увеличения зазора и вслед за ним повышения рабочего напряжения, использование толстых стекол пока не позволяют ВКЛИ стать полноценным вариантом индикатора. Тем не менее, компании, вложившие средства в эту технологию, продолжают совершенствовать конструкции индикаторов.

В настоящее время работы по созданию ВКЛИ ведут фирмы Raytheon, SRI Integrational, Sarnoff, Micron Display Technology, Motorola, SI Diamond Technology, Printable Field Emitters, ряд научных центров (в том числе – в России). Крупнейшие производители персональных компьютеров Hewlett-Packard и Compaq Computer при поддержке правительства США вкладывают средства в корпорацию Candescant Technology. Японская компания Futaba вместе с Texas Instruments и Raytheon создали консорциум PixTech (Франция) с целью коммерциализации FED технологий. Крупнейшие южно-корейские электронные корпорации, такие как Samsung Electronics и LG Electronics, имеют свои программы разработки FED.

Корпорация Candescant Technologies ведет разработку ВКЛИ под названием ThinCRT ("тонкая ЭЛТ"). Она уже поставляет партнерам единичные образцы цветных дисплеев с диагональю 5,3", разрешающей способностью 480x234 цветных пикселя и светоотдачей 10-14 лм/Вт. Производство дисплеев 5,3" и 7" планируется начать в конце 2002 г. Candescant Technologies вместе с корпорацией Sony планирует уже в ближайшее время начать производить 14-дюймовые дисплеи по миллиону штук в год. В планах корпорации также производство по этой технологии цветных телевизоров с диагональю от 24" до 38".

Компания PixTech уже некоторое время выпускает монохромные ВКЛИ с небольшими размерами экрана. Выпускаемый этой фирмой встраиваемый монохромный модуль индикации имеет характеристики:

- экран 105x78 мм,
- разрешение 320x240,
- углы обзора по вертикали и горизонтали –160°,

- яркость 810 кд/м<sup>2</sup>,
- 64 градации серого,
- потребление 4,6 Вт,
- масса 300 г.

Фирма также поставляла опытные образцы монохромных индикаторов с диагональю 12,1" для танков. Индикатор имел разрешение 800x600 и обеспечивал 64 градации серого. В планах фирмы - выпустить полноцветный ВКЛИ такого же размера и с разрешением 1024x768 для модернизации танков Abrams и других военных применений. К настоящему времени PixTech продемонстрировала 7-дюймовый цветной ВКЛИ с разрешением 480x234 цветных пикселя. Промышленное производство планируется в 2003 году.

Фирма Motorola полностью переоснастила свой завод в Аризоне для производства ВКЛИ. Первая продукция должна появиться уже в начале следующего года.

Компания CоруTele заключила соглашение с Futaba Corporation о совместном выпуске полноцветных видеодисплеев на базе разработанного в CоруTele ВКЛИ.

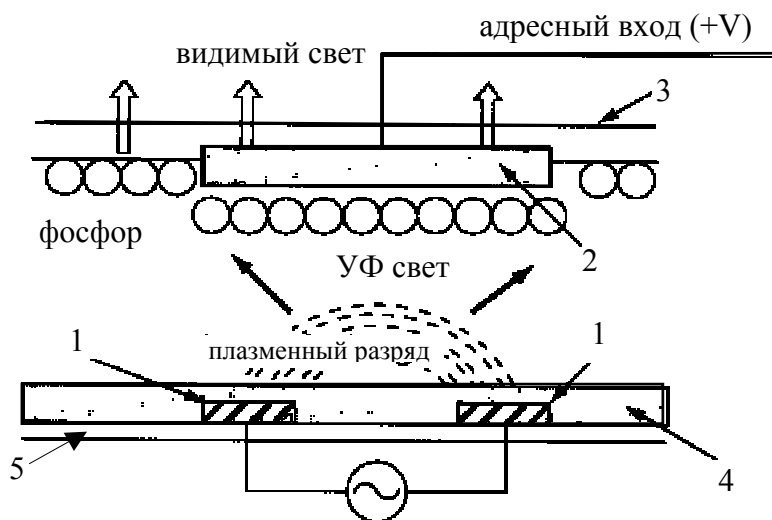
Новая разновидность ВКЛИ разработана фирмой Canon, он называется индикатором с поверхностной проводимостью (SED, Surface conduction Emitter Display).

### ***Плазменные индикаторы***

Принцип действия. Плазменные или, как еще их называют, *газоразрядные* индикаторы, используют эффект газового разряда под воздействием электрического поля. Лицевая панель индикатора содержит две плоские стеклянные пластины, расположенные на расстоянии около 100 мкм друг от друга. Между этими пластинами находится слой инертного газа (как правило, смесь ксенона и неона), на который воздействует сильное электрическое поле. На переднюю, прозрачную пластину нанесены тончайшие прозрачные проводники - электроды, а на заднюю - ответные проводники. Существует две разновидности индикаторов этого типа – постоянного тока и переменного тока. Плазменные индикаторы переменного тока (ПИПТ) получили наибольшее распространение вследствие простоты структуры, большего срока службы и большей эффективности преобразования электрической энергии в световую, что обеспечивает повышенную яркость изображения. В ПИПТ плазменный разряд вначале наводится полем во время положительной полуволны переменного тока и вскоре после этого слой носителей формируется на поверхности диэлектрической среды. Это прекращает разряд, но вызывает его вновь, когда меняется полярность напряжения. Таким путем достигается незатухающий разряд. Напряжение переменного тока устанавливается таким, чтобы оно было чуть ниже уровня разряда, поэтому процесс разряда может быть включен/выключен относительно

небольшим напряжением на адресном электроде. Разряд создает плазму из ионов и электронов, которые получают кинетическую энергию от электрического поля. Эти частицы соударяются на высокой скорости с атомами неона и ксенона, которые таким образом переходят в состояние повышенной энергии. Спустя некоторое время возбужденные атомы возвращаются в свое обычное состояние и рассеивают энергию в форме ультрафиолетового излучения. В цветных ПИПТ задняя стенка имеет микроскопические ячейки, заполненные люминофорами трех основных цветов (красного, синего и зеленого), по три ячейки на каждый пиксель. Ультрафиолетовое излучение возбуждает люминофор в своей ячейке, который светится красным, зеленым или синим цветом. Так как каждая ячейка индивидуально адресуема, можно включать и выключать пиксели изображения.

На рис.11.20 изображена плазменная панель переменного тока. На разрядные электроды поступают импульсы развертки. Адресные электроды соединены с ключами, формирующими импульсы выборки в соответствии с поступающей информацией. Когда импульсы на разрядном и адресном электродах совпадают, в индикаторной ячейке возникает газовый разряд. Регулировка яркости свечения зависит от длительности импульсов и может меняться в широком диапазоне. Если, например, разбить период импульса на 8 субпериодов, каждый из которых вдвое шире следующего, то таким образом ширина импульса будет иметь 256 градаций. Так как глаз инерционнее ПИПТ, он интегрирует интенсивность свечения (256 градаций каждого цвета позволяют создавать  $256^3 = 1\,677\,721\,6$  цветов).



**Рис.11.20. Плазменная панель переменного тока:**  
 1 - разрядный электрод, 2 - адресный электрод, 3 - переднее стекло, 4 - диэлектрическая среда (MgO), 5 - заднее стекло

Преимущества и недостатки. Как и в ЖК-панелях, в плазменных индикаторах отсутствует мерцание, несведение, изображение имеет одинаковую высокую четкость по всему рабочему полю, нет свойственных ЭЛТ вредных излучений и влияния внешнего электромагнитного излучения, они абсолютно плоские.

Современные плазменные индикаторы имеют высокую яркость (до  $650 \text{ кд/м}^2$ ).



Толщина плазменного индикатора не зависит от размера экрана и обычно не превышает 15 см.

По сравнению с ЖКИ плазменные индикаторы имеют следующие преимущества:

- широкий угол обзора (до 160°);
- более высокую контрастность изображения (производятся дисплеи с коэффициентом контрастности 3000:1);
- высокую цветовую насыщенность;
- меньшее время готовности (не более 1 с);
- ЖК-панели большого размера создать трудно, а плазменные дисплеи - легко;
- равномерней засветка по всей площади экрана;
- стеклянная поверхность экрана более устойчива к механическим воздействиям и загрязнению;
- они нетребовательны к технологии производства: в отличие от ЖКИ с активной матрицей, использующих фотолитографию и высокотемпературные процессы, плазменные индикаторы не требуют высокой чистоты помещений, при их производстве используются низкотемпературные и дешевые процессы прямой печати.

Однако плазменные индикаторы также имеют следующие недостатки.

- 1) У них высокая потребляемая мощность, возрастающая при увеличении диагонали экрана. Светоотдача ПИПТ составляет примерно 1 лм/Вт, что на порядок меньше, чем у других плоскочелюстных технологий.
- 2) У них довольно низкая разрешающая способность, обусловленная большим размером элемента изображения. Такие индикаторы хорошо подходят для больших залов, где зритель находится в отдалении от экрана, но мало пригодны для кабины пилота.
- 3) Одно из достоинств ПИПТ – большой размер экрана – имеет свою оборотную сторону: индикаторов небольших размеров практически нет, обычный размер диагонали экрана - 40", минимальный из производимых - 21". Это говорит о том, что производство дисплеев меньшего размера экономически нецелесообразно.
- 4) Плазменные индикаторы имеют сравнительно небольшой срок службы (5-10 лет или около 10000 часов), что связано с выгоранием люминофорных элементов.
- 5) Индикаторы имеют высокую стоимость.
- 6) На качество изображения плазменных индикаторов оказывает негативное влияние интерференция света разной длины волны, излучаемого из соседних элементов экрана. Правда, разработчики плазменных панелей довольно успешно борются с этим эффектом.

Состояние дел. Многие компании производят плазменные телевизоры с диагональю экрана от 32" до 61". При этом обеспечиваются высокие яркость (650 кд/м<sup>2</sup>), контраст (3000:1) и разрешающая способность (телевидение

высокой четкости). Очень многие компании из разных стран мира выставили на рынок свои модели плазменных мониторов, но несомненным лидером по количеству и качеству предложенных моделей являются различные японские компании (Hitachi, Sharp, NEC, Toshiba, JVC, Fujitsu, Mitsubishi, Sony, Pioneer и др.). Размер экрана начинается с 21". На сегодняшний день распространены разрешения: 852x480, 1024x1024, 1280x768, 1365x768. По мере усиления конкурентной борьбы между крупнейшими японскими фирмами цены должны начать стремительно падать. Ожидается вступление на рынок производителей из Кореи, а также Photonics Systems (США) и Thomson Tubes Electroniques (Франция).

Из последних достижений в области плазменных панелей следует упомянуть, что в панели Fujitsu при малом размере пикселя получена световая эффективность 3 лм/Вт и яркость 200 кд/м<sup>2</sup>, которую можно довести до 1180 кд/м<sup>2</sup>, а в LG Electronics добились уменьшения времени адресации строки до 1,1 мкс.

Компании Sony, Sharp и Philips совместно разрабатывают технологию PALC (Plasma Addressed Liquid Crystal), которая должна соединить в себе преимущества плазменных и ЖК индикаторов с активной матрицей. В качестве регулятора яркости в этих дисплеях используются газоразрядные ячейки, а для цветовой фильтрации применяется ЖК-матрица. Технология PALC позволяет адресовать каждый пиксель дисплея в отдельности. Первые образцы на основе технологии PALC появились в 1998 г.

В качестве индикаторов на приборной доске ЛА плазменные индикаторы пока не применяются.

### **11.3. Новые форматы изображения**

Пилотажные и навигационные приборы мало изменились за последние 50 лет. Когда появились электронные системы индикации лицевые части приборов без особых переделок перенесли на экран индикатора и сегодняшние системы индикации представляют данные и пространственное положение по-прежнему примитивно. Требуется работа воображения, чтобы перевести индицируемую разрозненную информацию в трехмерную осознанную картину. На напряженных этапах полета, таких, как заход на посадку, даже опытному пилоту нужна полная концентрация, чтобы успевать сканировать приборы для постоянного обновления мысленной картины ситуации. Многие ошибки пилота происходят из-за неверной мысленной картины. Приняв неверную картину, пилот часто не может избавиться от нее, несмотря на противоречащую ей новую информацию.

Усилия разработчиков систем индикации направлены сейчас на то, чтобы сделать представление данных более естественным и интуитивно понятным, исключить по возможности необходимость мысленной работы по переводу

«сырых» данных в нечто более понятное. Новые форматы изображения стараются представить мир так, как его видит пилот, добавить изображению третье измерение. Прогресс в компьютерной графике сделал возможным создание генераторов символов, способных построить нужные изображения, а графические возможности современных жидкокристаллических индикаторов позволяют их отображать.

### *Синтезированная карта*

Обязательным форматом изображений на экранных индикаторах стала электронная карта. Раньше эта карта имеет скелетный вид и показывала только основные навигационные ориентиры, такие как поворотные пункты маршрута, точки обязательного донесения, точки изменения профиля полета, границы зон диспетчерских служб (см., например, рис.2.14). Рельеф земли на этих картах не изображается. А необходимость в этом есть: при полете вблизи поверхности земли в условиях плохой видимости или ночью пилоту необходимо контролировать свое положение. Это нужно и для ориентирования на местности, и для безопасного полета. Поэтому современные системы индикации показывают наряду с радионавигационными ориентирами еще и топографическую карту, которая строится на основе цифровых данных о рельефе, загруженных перед полетом в память компьютера. Наличие такой карты позволяет уверенно пилотировать ЛА в любых условиях полета.

Синтезированная карта показывает участок земной поверхности вокруг ЛА. Что ценно, на электронной карте отмечено и текущее положение ЛА, которое определяется по данным спутниковой или инерциальной навигационной системы. По мере движения ЛА движется и изображение на экране – карта как бы набегает на самолетик, отмечающий текущее положение. В отличие от бумажной карты электронную можно по желанию сориентировать или на север, как обычную карту, или по курсу ЛА. В последнем случае при изменении курса ЛА соответственно поворачивается и изображение карты. Можно задать масштаб изображения, легко увеличить его или, напротив, уменьшить.

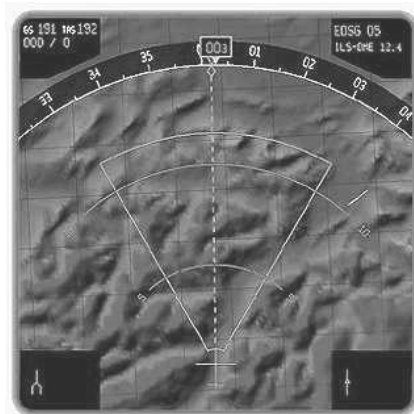
Синтезированная карта представляется в двух вариантах: или как проекция сверху (за рубежом ее называют «God's eye» - «Божий взгляд»), или как «вид из окна».

В первом случае (рис.11.21,б) изображение рельефа облегчает ориентирование. Так обычно представляют карту на тактическом индикаторе истребителей. К изображению рельефа добавляется и различная тактическая информация. Например, на истребителе JSF подвижная карта является фоном тактического индикатора, поверх нее индицируются представляющие интерес объекты – танки, пусковые установки, укрепления и т.д. Объекты изображаются внешне похожими на них миниатюрными символами. Залитые символы индицируются по информации бортовых датчиков, контурные – по

информации, полученной извне самолета по защищенным каналам передачи данных: от самолета ДРЛО, других ЛА группы, наземных центров.



а)



б)

Рис.11.21. Синтезированная карта:

*а – в варианте «вид из окна», б – в варианте горизонтальной проекции*

Во втором случае рельеф поверхности земли изображается в перспективе. Если угол наблюдения устанавливается по отношению к горизонту в соответствии с текущей высотой полета, то изображение на экране примерно соответствует тому, что пилот видит через лобовое стекло, откуда и возникло название «вид из окна». По изображению на экране пилот может не только ориентироваться на местности, но и оценивать свою высоту относительно поверхности земли и неровностей рельефа, а значит лучше сознавать степень опасности полета. Это изображение можно наклонять и поворачивать с помощью устройства управления курсором. Выбранная пилотом точка зрения сохраняется затем весь полет, несмотря на изменение курса самолета. Поверхность земли обычно изображается в виде сетки. Пилот может изменять ракурс наблюдения как ему удобно: может изменять азимут, разворачивая карту по часовой стрелке или в противоположном направлении, может изменять угол места, глядя на рельеф с разных углов: от горизонтальной проекции (вид сверху) до вертикальной (вид сбоку), включая любые промежуточные положения.

На рис.11.21,а показано, как выглядит синтезированный рельеф на экране многофункционального индикатора MFD 640 (*Universal Avionics*). Наряду с рельефом выводятся метки дальности и отмечаются потенциально опасные для данной высоты полета препятствия (как естественного, так и искусственного происхождения).

Многие современные системы предупреждения приближения земли также включают базу данных о рельефе. Этот класс систем получил обозначение EGPWS. У них индикация синтезированного по базе данных рельефа служит, в первую очередь, не для навигации, а для предупреждения пилота об опасности столкновения с землей. Собственно говоря, индицируется

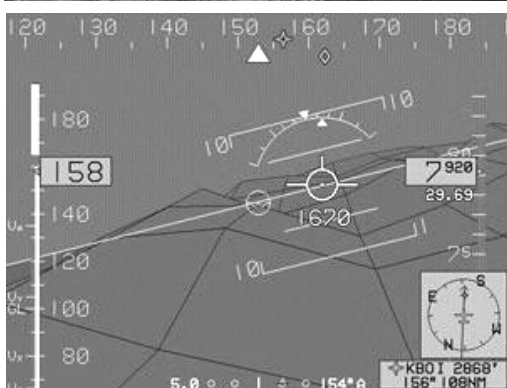
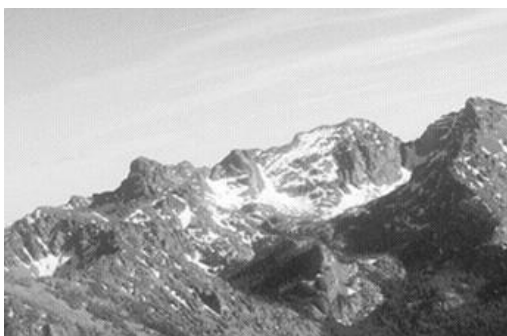


Рис.11.22. Индикация данных EGPWS:

вверху – вид горной гряды, в середине и внизу – изображение этой же гряды на экранах пилотажного и навигационного индикаторов

не карта, отражающая все подробности подстилающей поверхности земли, а только возвышения, находящиеся в зоне досягаемости ЛА. Если ЛА поднимается на большую высоту, изображение рельефа исчезает.

Информация EGPWS выводится на пилотажный и навигационный индикаторы пилота. Пример индикации этой информации показан на рис.11.22. На пилотажном индикаторе она изображается в варианте «вид из окна», а линия горизонта имеет вид не прямой линии, как в традиционном авиагоризонте, а ломанной линии, повторяющей профиль рельефа. На это изображение накладывается обычная для пилотажного формата символика – шкалы, цифровые счетчики, значки и тексты. На навигационном индикаторе высвечиваются участки поверхности, представляющие опасность при данной высоте полета. Степень опасности кодируется цветом участка: красным – находящиеся прямо по курсу препятствия с высотой, превышающей текущую высоту полета, желтым – такие же препятствия в стороне от текущего курса и препятствия с меньшей высотой, чем у ЛА, зеленым или серым – возвышения рельефа, которые ниже, чем текущая высота, но все-таки должны приниматься во внимание. Участки поверхности, которые значительно ниже, чем высота полета, вообще не индицируются.

Системы EGPWS могут содержать не только базу данных о рельефе, но и базу данных о высоких препятствиях – небоскребах, мачтах, вышках. Тогда они тоже изображаются на карте.

### «Дорога в небе»

С помощью приборов пилот может контролировать отклонение своего ЛА от заданной траектории движения. Сегодня, как и прежде, отклонение изображается в виде двух своих проекций: боковое/вертикальное отклонения или отклонения по азимуту/по углу места. Например, при заходе на посадку отклонение от глиссады индицируется в виде двух перпендикулярных планок

(рис.11.23). При такой индикации плавное приближение к заданной траектории и ее выдерживание являются непростыми задачами, требуют длительной тренировки и летного мастерства. Трехмерная индикация заданной траектории больше соответствовала бы создающейся у пилота мысленной модели окружающего мира, позволила бы уменьшить мысленную работу пилота, облегчить осознание ситуации в полете. Появление подобной индикации ожидается в ближайшем будущем, сейчас ведутся активные подготовительные работы.

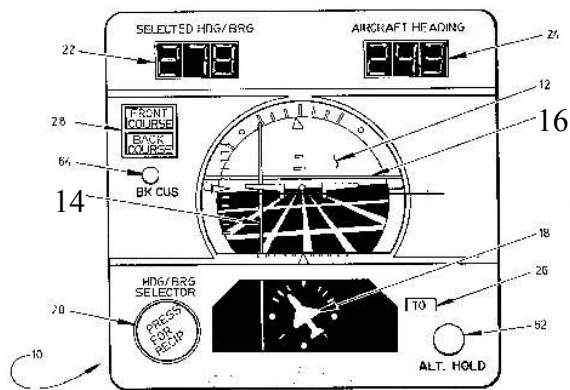


Рис.11.23. Традиционное изображение отклонений на посадке (патент США №4283705):  
 поз.14 – отклонение от курса посадки, поз.16 – отклонение от глиссады планирования

Система индикации может изображать траекторию полета и окружающий мир с разных точек наблюдения: с позиции пилота (рис.11.24,а) или в экзоцентрическом ракурсе - с позиции внешнего наблюдателя, который находится сзади и выше ЛА (рис.11.24,б).

Изображение с позиции наблюдения пилота называют «дорогой в небе» (или «туннелем в небе»), так как заданная траектория полета изображается в виде контуров мощеной плитами дороги или туннеля (рис.11.25,слева). Если ЛА слишком отклонился от заданной траектории, он выходит за рамки туннеля. Задача пилотирования сводится к тому, чтобы на экране двигаться внутри туннеля. Чтобы упростить задачу пилота, рядом с туннелем изображают самолетик – «лидер». Этот лидер находится впереди и выполняет все маневры, которые требуются для того, чтобы вписаться в заданную траекторию и оставаться на ней. Пилоту достаточно повторять маневры лидера, чтобы ЛА двигался так, как нужно.



Рис.11.24. Возможные ракурсы изображения траектории полета:  
 слева – «дорога в небе», в центре – экзоцентрический, справа – традиционное изображение в виде 2 проекций

«Дорога в небе» может индицироваться на как на индикаторе, установленном на приборной доске (рис.11.25), так и на ИЛС (рис.11.26).

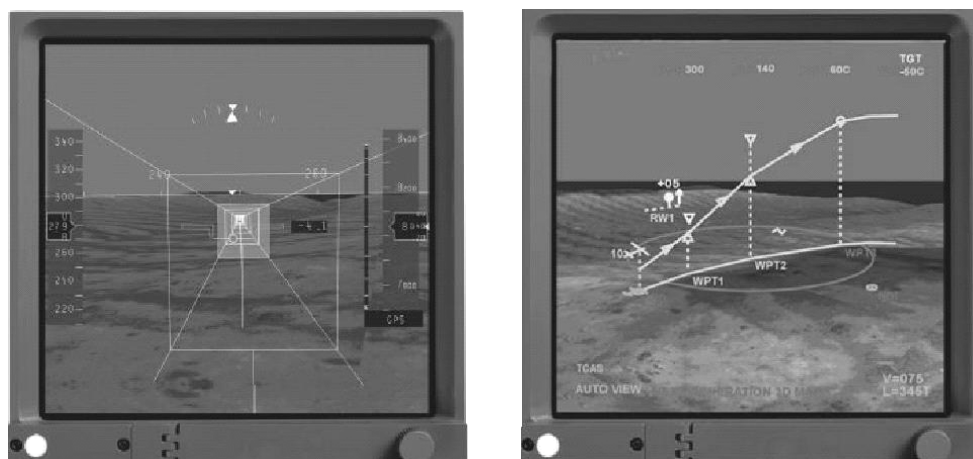


Рис.11.25. Трехмерная индикация пилотажного формата:  
слева – «дорога в небе», справа – в экзосцентрическом ракурсе

Достоинством такого изображения является его естественность, так как мир представляется так, как его видит пилот и ему легко соотнести изображение на экране с внешним миром. Еще одно достоинство: с помощью такой подсказки пилот может без труда описывать самые замысловатые траектории. Традиционная индикация отклонений от посадки по информации ILS (рис.11.23) работает только в узком диапазоне диаграммы направленности посадочной системы, а если ЛА приближается к аэродрому с другого направления, он не получает сигналов ILS, поэтому вписаться в глиссаду ему сложно. Индикация «дорога в небе» позволяет значительно упростить задачу: пилот постоянно видит необходимую траекторию, даже тогда, когда ЛА находится вне зоны действия посадочной системы (рис.11.26). Летные исследования подтвердили, что при наличии трехмерной индикации траектории пилоты легко справлялись с подобной задачей. Еще одно достоинство трехмерной индикации заключается в том, что пилот видит, каков будет его маршрут в будущем и может заранее готовиться к разворотам и изменениям высоты полета. В сегодняшних системах индикации пилотажный формат изображения показывает маршрут только в данный момент времени и не обеспечивает информацией о предстоящих маневрах.

Недостатком «дороги в небе» является узкое поле зрения: на экране не видно пространство слева и справа от ЛА. Поэтому для общего представления о ситуации более подходит другой трехмерный формат - в экзосцентрическом ракурсе (рис.11.25, справа). На нем изображаются траектория в виде линии и сам ЛА, видно также и его ближайшее окружение.

Проведенные многими организациями исследования на тренажерах и летные испытания показали, что «дорога в небе» имеет значительное преимущество перед традиционным двумерным изображением. Точность пилотирования была гораздо выше, нагрузка пилота уменьшилась. Пилоты быстро осваивали пилотирование по сложным траекториями. При помощи трехмерной индикации пилот способен поддерживать хорошее осознание

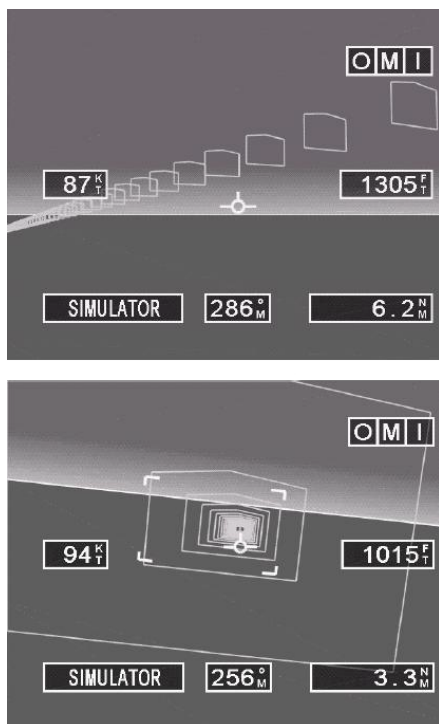


Рис.11.26. «Дорога в небе»: вверху – приближение к заданной траектории, внизу – движение по ней

собственного положения относительно линии заданного пути и объектов/целей в окружающем пространстве даже в процессе маневренного полета. В отношении пилотирования и навигации этот способ индикации превосходит и экзоцентрическое изображение. Сами участвовавшие в экспериментах пилоты также высказывались в пользу «дороги в небе».

Однако в отношении осознания опасностей «дорога в небе» имеет худшие результаты, так как при этом пилот видит на экране только часть пространства перед ЛА, к тому же при таком ракурсе действительное положение источника опасности искажается. Поэтому необходимо дополнять эту индикацию горизонтальным планом полета.

Предлагаются и другие способы трехмерной индикации. Например, в комплексе авионики Primus Epic собираются внедрить трехмерную индикацию пилотажного формата изображения, в которой присутствует «тень» самолета,

изображающая боковое и вертикальное отклонение от линии заданного пути. Символ самолета рисуется линиями, изображающими крен и тангаж.

Наряду с достоинствами трехмерная индикация имеет тот недостаток, что при таком изображении трудно оценивать абсолютные величины расстояний и отклонений. К тому же некоторые результаты исследований показывают, что при таком способе индикации продолжительность выполнения маневра может не только не сократиться, а даже увеличиться. Является это следствием того, что участвовавшие в экспериментах пилоты привыкли к традиционным изображениям, или вообще присуще трехмерной индикации еще предстоит выяснить.

### ***Многооконный графический интерфейс***

Увеличившийся размер экрана современных индикаторов позволяет разместить на нем гораздо больше информации, чем прежде. Такие индикаторы заменяют сразу несколько индикаторов меньшего размера, однако при этом встает проблема компоновки изображений на большом экране. Решение пришло из области персональных компьютеров, где уже довольно давно используется многооконный графический интерфейс: каждое запускаемое приложение получает в распоряжение свою зону экрана в виде прямоугольного окна, а пользователь может располагать эти окна на экране монитора по своему усмотрению, менять их размеры, закрывать и вновь открывать по мере



надобности. Современные БИС движутся в этом же направлении. Например, в системе индикации EASy (Dassault) конфигурируемые области на экранах индикаторов позволяют пилотам выбирать различные данные, когда они нужны. Экран разделен на несколько окон (рис.11.27), конфигурация выбирается пилотом с помощью выпадающих меню. Окно может занимать весь экран или его часть - 2/3, 1/2, 1/3 или 1/6.



Рис.11.27. Экран EASy, разделенный на окна

Система EASy уже существует и летает, а у будущих систем оконный интерфейс изменит вид индикации еще кардинальней. Трехмерная картина будет занимать весь экран, поперек экрана проходит искусственная линия горизонта. Это позволяет пилоту выдерживать высоту, не используя индикацию приборов. На эту картину накладываются вызываемые автоматически или вручную окна с различной информацией. Для ручного вызова на экране изображаются иконки. Окна можно перемещать по экрану,

изменять их размер. Подобный вид будет иметь индикация на истребителе F-35. Пример такой индикации, созданной и опробованной британским исследовательским агентством QuinetiQ по программе SMITE, показан на рис.11.28. Внешний мир изображается ненатуральными цветами, чтобы пилот не воспринимал эту картину как реальный мир. Вдоль левого края экрана индицируются иконки, обозначающие форматы изображения с различной информацией. Вызванные форматы раскрываются в виде окон. На приведенном примере открыто три окна: слева внизу – мнемосхема состояния оружия, справа вверху – изображение, полученное от обзорной системы, справа внизу – карта местности. Поперек экрана проходит линия горизонта, совмещенная со шкалой курса.

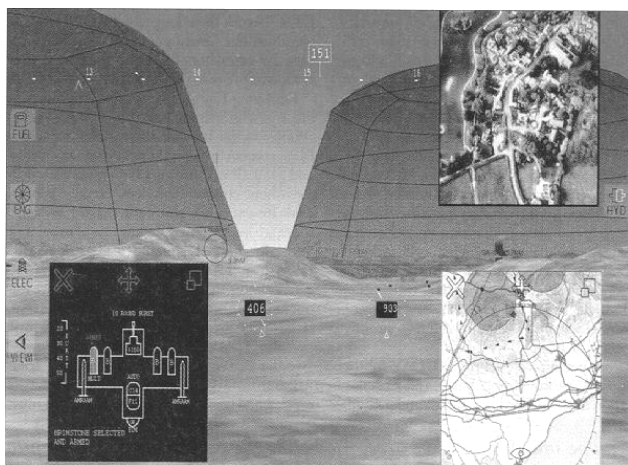


Рис.11.28. Экран индикатора SMITE

## 11.4. Перспективные генераторы символов

Генератор символов (графическая станция, дисплейный процессор) является специализированным процессором, обеспечивающим непосредственное построение изображения на индикаторе по заранее заложенным программам. Генератор символов (ГС) обеспечивает интерфейсы со всеми системами и датчиками, собирая и обрабатывая их информацию. Исключение представляет информация от сенсоров самолета – радара, тепловизора, оптиколокационной станции, телекамер. Эта информация не подлежит обработке в ГС, а накладывается на подготовленное им изображение. При этом функции ГС заключаются в масштабировании данных сенсоров, повороте изображения, переводе данных из полярной системы координат в прямоугольную.

Генератор символов может находиться в том же электронном блоке, что и индикационная панель, тогда к этому блоку подводятся связи от бортовых систем и датчиков, информация которых индицируется данным индикатором. Он может находиться и в отдельном блоке, тогда ГС передает в индикатор подготовленное им изображение. Прежде для этого использовались аналоговые сигналы (RGB), современные ГС передают свои данные по высокоскоростному цифровому каналу – Gigabit Ethernet, Fibre Channel и т.п. Пропускную способность этого канала можно оценить из следующего выражения:

$$N = I \times 3 \cdot \log_2(G_{\text{сер}}) \times f \times k_{\text{сл}},$$

где  $I$  – информационная емкость экрана,  $I = H \cdot V$ , а  $H$  и  $V$  – разрешение по горизонтали и вертикали в цветных пикселях,

$G_{\text{сер}}$  – количество градаций серого для каждого из основных цветов,

$f$  – частота обновления информации на экране, если индикатор имеет буферную память, или частота регенерации изображения, если буферной памяти в индикаторе нет,

$k_{\text{сл}}$  – коэффициент ( $>1$ ), учитывающий неоптимальное заполнение информационных слов и дополнительную служебную информацию, свойственные выбранному способу передачи данных; обычно  $k_{\text{сл}}=1,06\dots 1,2$ .

При частоте обновления информации 30 Гц, количестве градаций серого, равном 256, и разрешающей способности индикатора 1280x1024 необходимая пропускная способность канала передачи данных составляет около 1 Гбит/с.

Может быть и третий вариант, когда ГС разделяется на две части, сбор и обработка информации производятся одним процессором, находящимся в отдельном блоке, а построением изображения управляет другой процессор, находящийся непосредственно в индикаторе. Связь между процессорами осуществляется по последовательному каналу передачи, в этом случае такая большая пропускная способность, как в предыдущем случае, здесь не требуется, так как передается не изображение, а обобщенные исходные данные для его построения, а объем этих данных относительно невелик.

У современных индикаторов ни одно из трех приведенных выше технических решений не является доминирующим (см., например, таблицы 8.10 – 8.13). Выбор места размещения ГС – внутри индикатора или отдельно – диктуется требованиями конкретного применения. Наилучшим, по-видимому, является модульная конструкция индикатора, позволяющая расположить ГС как внутри индикатора, так и снаружи, в последнем случае на место модуля ГС в индикаторе устанавливается модуль связи с удаленным генератором символов, например, приемопередатчик Gigabit Ethernet. При такой конструкции индикатор может устанавливаться на одном типе ЛА как самостоятельный интеллектуальный терминал со встроенным ГС, на другом типе ЛА – только как монитор.

В функции современного генератора символов входит:

- рисование символики – дуг, векторов, примитивов (макросимволов), цифр, букв и т.д.;
- индикация телевизионных изображений от сенсоров в графическом окне, изменение размера и расположения окна, наложение на телевизионное изображение графических символов;
- перевод данных пространственного положения, поступающих в полярной системе координат (например, данные метеолокатора по ARINC-708, информация усовершенствованной системы предупреждения приближения земли EGPWS), в прямоугольную систему координат индикатора, наложение на получившееся изображение азимутальных и дальномерных меток, привязка всего изображения к экрану;
- хранение в своей памяти и индикация оцифрованной радионавигационной, тактической или топографической карты, распаковка архивированного изображения, привязка карты по текущим координатам, поворот при изменении курса, зуммирование в соответствии с выбранным пилотом масштабом изображения.

В более совершенных перспективных индикаторах задачи ГС будут сложнее. Это связано со следующими обстоятельствами:

- увеличится размер и разрешающая способность индикатора;
- потребуется полноцветная графика (увеличится число градаций серого);
- потребуется реалистичность/трехмерность изображения с учетом таких свойств реального изображения, как светотень, удаление скрытых поверхностей, прозрачность;
- потребуется одновременное представление в разных графических окнах одного большого экрана нескольких разных изображений, а при необходимости - их совмещение и наложение;
- потребуется представление визуальных картин с учетом свойств трехмерной перспективы, например, изображение маршрута полета в виде «дороги в небе»;

- усложнится предварительная обработка в реальном масштабе времени поступающих потоков данных.

Усложнение предварительной обработки вызвано, в первую очередь, тем, что пилоту индицируются не «сырые» данные непосредственно от датчиков, как это делается сегодня, а уже обработанная и обобщенная информация. Вычисляются обобщенные параметры, такие, например, как вектор скорости. Информация о работоспособности, текущих характеристиках и эксплуатационных условиях двигателя и систем представляется не в абсолютных значениях, а по отношению к номинальным значениям/условиям, причем в зависимости от режима автоматически изменяется диапазон допустимых значений параметра. Так, параметры двигателей могут индицироваться в виде ряда вертикальных столбиков, где высота столбика показывает не текущее значение, а разницу между текущим и расчетным, идеальным значением. Если столбик выше красной черты, значит параметр превысил допустимые пределы. При такой индикации достаточно одного взгляда, чтобы понять - в норме ситуация или что-то не так, не требуется считывание и оценка многих параметров, любое отклонение своевременно выявляется. Подобная индикация реализована в комплексе авионики Primus Epic и исследования показали, что вероятность обнаружения отказов и ошибок пилота при такой индикации составляет 100%, в то время, как с помощью традиционной индикации выявлялось не более 57%.

Более сложной предварительной обработки требует представление пилоту информации, синтезированной по результатам обработки данных из разных источников – как бортовых (сенсоров), так и внебортовых (AWACS, спутники, другие самолеты группы, разведанные, метеосводки и т.п.). Принятая информация «смешивается» («data fusion») и пилоту представляется единая итоговая картина, отражающая все известные достоверные аспекты ситуации. В то же время у пилота есть возможность опуститься на уровень исходной информации от того или иного источника. Так как смешивание данных требует больших ресурсов, часто оно выполняется отдельными специализированными сигнальными процессорами, а в ГС поступает готовое изображение.

Чтобы соответствовать новым требованиям, ГС перспективного индикатора должен уметь индицировать различные форматы, содержащие цифровое и аналоговое видеоизображение, двух- и трехмерные объекты, растровую графику, векторную графику и предварительно визуализированные изображения, такие, например, как цифровая карта местности. Для этого он должен уметь трансформировать полигоны, заливать элементарные треугольники текстурами, удалять скрытые поверхности, другими словами, он должен обладать теми же способностями, что и графический 3D-процессор современного компьютера. Характеристики ГС можно оценить из следующих соображений. При индикации на экране с разрешением 1024x768 синтезированной карты местности достаточно показателя глубины 3, то есть

каждый видимый пиксель будет загорает еще 2 с большей глубиной, тогда в каждом кадре требуется рендеринг следующего количества пикселей:

$$(1024 \times 768) \times 3 = 2,4 \text{ Мегапикселя.}$$

При типичной частоте обновления информации 20–50 Гц требуемое быстродействие ГС составит 48–120 Мегапикселей в секунду.

При поле зрения 60°, считая предельной дальностью 35 км, можно охватить взглядом площадь в 540 кв.км. Это потребует построения примерно 70К точек рельефа с интервалом разбиения в 100 м. Если каждая из точек изображается двумя полигонами/треугольниками, то при частоте обновления информации 20 Гц нужно генерировать около 2 миллионов полигонов/треугольников в секунду (с учетом их преобразования, освещения, отсечения и текстурирования). При более частом разбиении площади можно ограничиться той же скоростью обработки 2М треугольников/с за счет использования различных приемов сглаживания.

Генератор символов, способный решать такие задачи, в общем случае содержит следующие основные устройства (рис.11.29): процессор данных, видеопроцессор, генератор примитивов, 3D-конвейер, 2D-канал.

Процессор данных представляет собой процессор общего назначения, он выполняет следующие функции:

- общее управление всеми устройствами ГС;
- взаимодействие с другими системами и датчиками бортового оборудования, прием от них информации и ее обработка;
- хранение и распаковка цифровой карты;
- контроль других устройств, а при обнаружении отказа одного из них – реконфигурация остальных с целью возможно более полного восстановления работы индикатора.

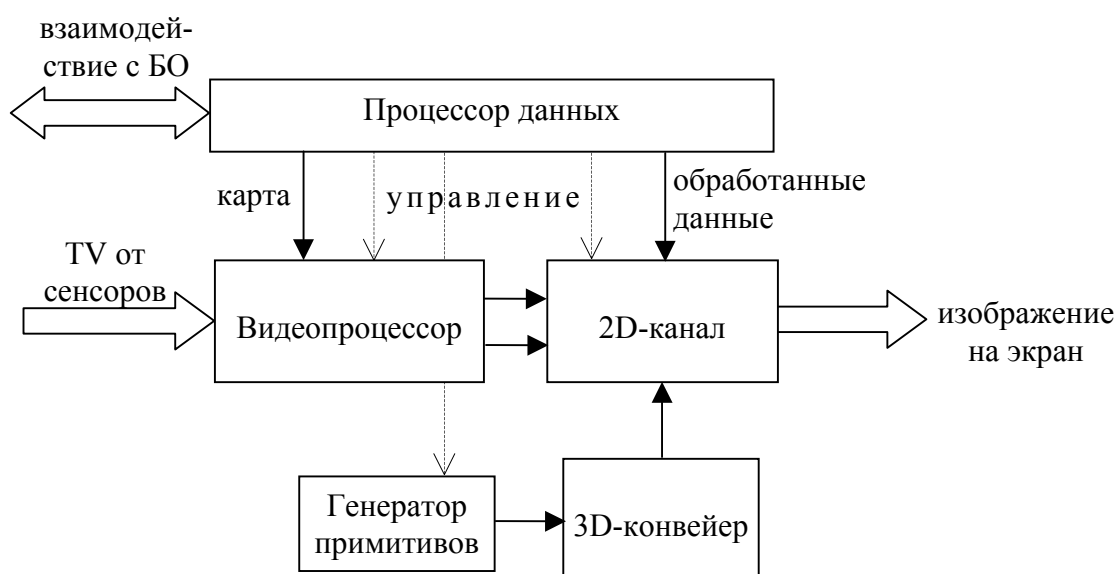


Рис.11.29. Структура генератора символов

Видеопроцессор получает телевизионные изображения от сенсоров и распакованную цифровую карту от процессора данных. Он обеспечивает синхронизацию данных из разных источников, осуществляет преобразование, вращение и масштабирование этих данных для встраивания их в текущий формат изображения на экране.

Генератор примитивов представляет собой ПЛИС или микропроцессор, создающий примитивы, которые в дальнейшем подвергаются рендерингу.

3D-конвейер создает трехмерное перспективное изображение, при его создании он использует примитивы, полученные от генератора примитивов. Эти примитивы сначала обрабатываются (обрезаются, учитывается их освещенность, производится привязка к координатам), после чего производится окончательное формирование изображения (рендеринг). Результирующее изображение, состоящее из обработанных полигонов, передается в 2D-канал.

2D-канал представляет собой графический процессор, он генерирует традиционную 2-мерную символогию и объединяет ее с изображениями, полученными от других устройств ГС.

Требуемые характеристики этих устройств приведены в таблице 11.2 [122, с учетом приведенных выше соображений].

Таблица 11.2

<b>Требования к производительности перспективного генератора символов</b>	
<i>УСТРОЙСТВО</i>	<i>ХАРАКТЕРИСТИКА</i>
Процессор данных	125 MIPS, 30 MFLOPS
Видеопроцессор	48-120 MPIPS, 240 MIPS
2D-канал	1 MVEPS, 10 MIPS, 100 MPIPS
3D-конвейер	0,5М-2М полигонов/с, 200 MFLOPS, 1,5 MPIPS

*Примечание. Обозначение единиц производительности процессоров: MIPS – миллионов операций/с, MFLOPS – миллионов операций с плавающей точкой/с, MPIPS – миллионов пикселей/с; MVEPS – миллионов векторов/с.*

Целесообразно использовать в ГС коммерческий графический процессор и стандартный графический интерфейс, например, Open GL, что позволит легко модернизировать индикатор по мере появления более совершенных коммерческих элементов.

## **11.5. Новые способы управления**

Для управления индикацией со стороны пилота электронные системы индикации предыдущих поколений содержали пульта управления. Подобные пульта описаны в главе 5. С помощью органов управления, установленных на лицевой панели пульта (кнопок, тумблеров, многопозиционных

переключателей) пилот вызывает нужную ему информацию на экран, изменяет масштаб карты, вводит заданные значения параметров.

Взаимодействие пилота с новым поколением систем индикации строится уже по-иному. Пилот управляет системой с помощью графического пользовательского интерфейса подобного тому, который реализуют операционные системы персональных компьютеров. Суть этого интерфейса заключается в том, что управление осуществляется через экран, на котором выделяются зоны управления, отмечаемые условными символами - иконками, ссылками, статическими, выпадающими и всплывающими меню. Наведя на зону специальный маркер, *курсор*, можно активизировать соответствующую этой зоне функцию управления. Движением курсора по экрану пользователь управляет с помощью специального манипулятора - устройства управления курсором (УУК). На борту УУК располагается под рукой пилота – на центральной или боковой панели управления. Оно позволяет вызвать на экран нужный формат изображения, вызвать контекстное меню и сделать выбор, изменить масштаб карты и т.д. В некоторые области экрана, где нет элементов управления, курсор войти не может, в то время, как другие области «притягивают» курсор к центру активной зоны. Попав в зону управления, курсор может двигаться только вдоль ее элементов, например, в вертикальном меню – только вверх-вниз, что позволяет легко удерживать курсор в зоне.

Персональные компьютеры управляются по преимуществу с помощью «мыши», однако для авиационного применения подобное устройство не годится: при эволюциях ЛА оно может самопроизвольно двигаться или даже может упасть и ему требуется ровная свободная поверхность относительно большой площади. Поэтому на борту применяют другие средства: сенсорные панели, джойстики (координатные ручки), трекболы (шаровые манипуляторы).

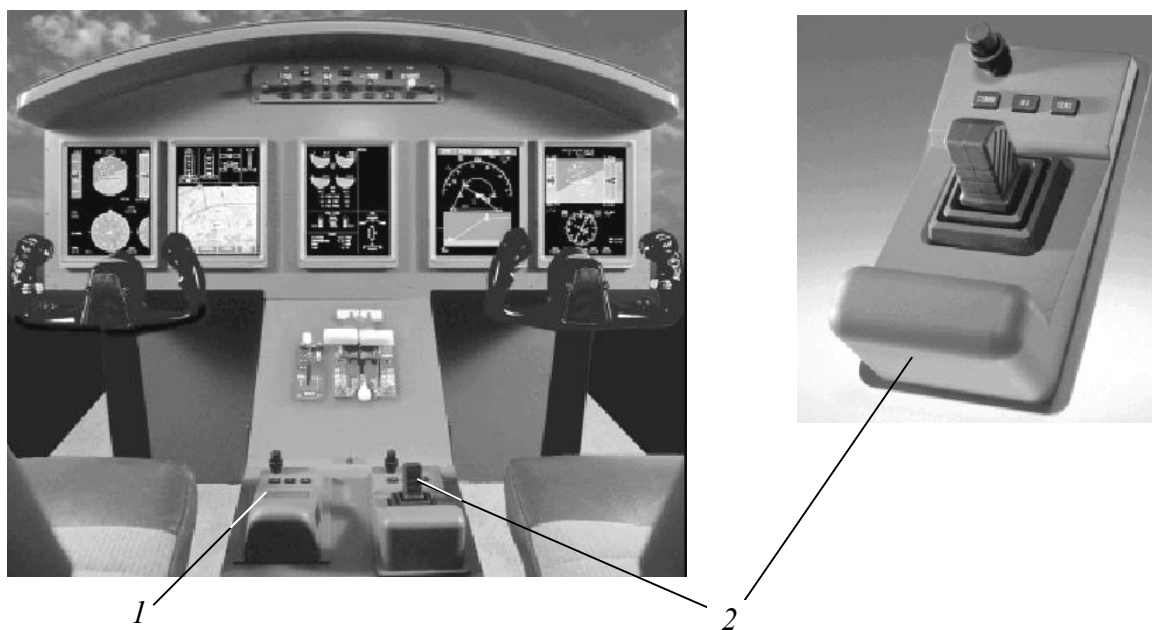


Рис.11.30. Устройства управления курсором, применяемые в комплексе Primus Epic:

Сенсорная панель представляет собой чувствительную пластину, по которой пилот водит пальцем. Положение пальца на пластине воспринимается встроенными чувствительными элементами, соответственно ему позиционируется курсор на экране. Сенсорные панели были внедрены на Boeing 777 в составе комплекса БО фирмы *Honeywell*.



Джойстик содержит подвижную ручку (рис.11.30), а курсор движется по экрану в ту сторону, в какую пилот ее смещает. На истребителе Eurofighter мини джойстик расположен прямо на ручке управления самолетом (рис.11.31), пилот двигает его большим пальцем.

Трэкбол содержит вращающийся шар, который пилот может вращать указательным или средним пальцем в любую сторону – соответственно перемещается и курсор. Трэкболы применяют в комплексе авионики Pro Line 21 (*Rockwell Collins*) и системе индикации EASy (*Dassault*). Разработчики опробовали несколько разных типов УУК и остановились на трэкболе как самом надежном устройстве: сенсорной панелью и другими УУК в условиях турбулентности пользоваться затруднительно.

Кроме органов для управления курсором УУК содержит, как правило, ограниченное количество кнопок. Они служат для выбора индикатора, на котором должен появиться курсор, а также выполняют те же функции, что и клавиши «мыши»: выбор и отказ. Некоторые варианты УУК содержат рукоятку для плавного задания значений, например, частоты радиоканала или высоты эшелона. В Primus Epic трэкбол может дополняться многофункциональной клавиатурой для ввода цифробуквенной информации (рис.11.32)

Графический интерфейс и УУК позволяют управлять не только индикацией. За исключением критических и часто используемых ручек и переключателей все остальные органы управления, которыми в полете пользуется пилот, можно перенести на экран и представлять в виде виртуальных органов управления. С помощью УУК пилот может изменять план полета, изменять или программировать автоматизированные режимы управления полетом, настраивать радиосредства, выполнять контрольные перечни операций, управлять самолетными системами. Такой способ управления прост и интуитивен, он облегчает работу пилота, особенно ночью и в условиях

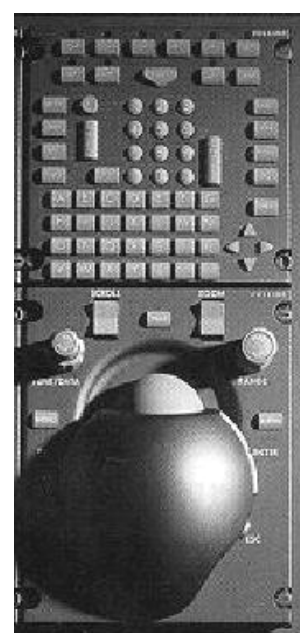
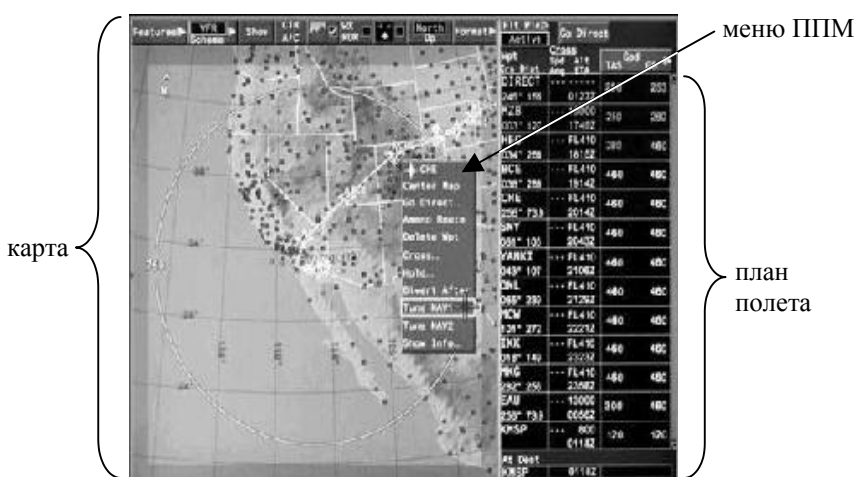


Рис.11.32. Трэкбол и клавиатура (вверху) из состава Pro Line 21



турбулентности. Важное преимущество графического интерфейса с УУК перед традиционным управлением с помощью пультов заключается в том, что пилот при этом меньше отвлекается от управления самолетом и не отводит взгляд от приборной доски, а значит сохраняет непрерывный контроль ситуации. Сегодня многие функции управления пилоты выполняют с помощью многофункциональных пультов управления. Наличие МФПУ вынуждает пилота часть полетного времени проводить опустив голову и глядя на маленький экранчик МФПУ. Но уже появились кабины с УУК в качестве основного средства управления как системой индикации, так и другими системами ЛА. В новых кабинах пилот всегда работает с поднятой головой, вводя и просматривая данные на больших экранах системы индикации. МФПУ и традиционные органы управления обычно тоже оставляют, но уже в качестве резервных средств или для обеспечения быстрого доступа к часто используемым функциям. Фирма Dassault первой создала кабину, где вообще нет МФПУ. Связь с системой самолетовождения на самолетах Falcon 900EX и 2000EX пилот осуществляет с помощью системы индикации EASy и трэкбола. На экране индицируется интерактивная навигационная карта (рис.11.33). План полета можно создавать или менять простым указанием на карте нужных ППМ. При щелчке по ППМ на экране появляется меню, которое обеспечивает легкий интерактивный ввод информации.

Настройка частот связных и навигационных радиосредств, которая раньше выполнялась через отдельный МФПУ (так называемый «комплексный пульт радиотехнических систем» – КПРТС, рис.2.2), на ряде новых ЛА также осуществляется с помощью графического интерфейса. В системе EASy, например, для настройки служит окошко в нижней средней части экрана основного индикатора (рис.11.27). Пилот может выбирать посадочные и навигационные системы, изменять настройку частот с помощью УУК.



(рис.11.34) позволяют следить за различными системами и одновременно управлять ими. Например, формат по электрической системе позволяет отключить неисправный генератор. Управление производится «щелчками» УУК в определенных местах мнемосхем. Правда, для критических систем оставлены свои собственные пульта управления.

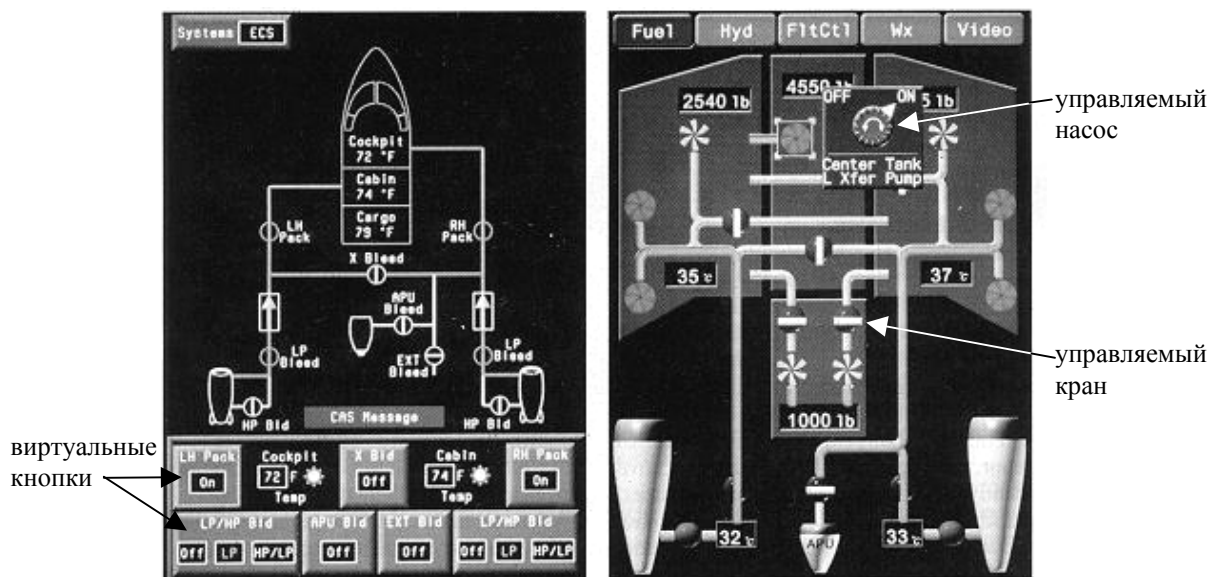


Рис.11.34. Синоптические форматы изображения:  
слева - по системе кондиционирования, справа – по топливной системе

## 11.6. Модульная авионика

За последние 50 лет сменилось три поколения комплексов бортового оборудования. Комплексы первого поколения состояли из независимых систем, каждая из которых содержала свои собственные датчики, вычислители, индикаторы и пульта управления. Связи систем друг с другом были минимальны и представляли собой радиальные соединения источник-приемник. Второе поколение имело *федеративную архитектуру*. Для нее характерно использование разными системами общих ресурсов. Разделение информационных ресурсов достигается за счет объединения систем едиными мультиплексными каналами обмена или другими разветвленными системами связи. Информация, порождаемая одной системой, становится доступной для всех остальных и надобность в самостоятельном сборе информации, которая уже есть в другой системе, отпадает. Таким образом осуществляется интеграция датчиков – они становятся общедоступны, независимо от того, какая система ими владеет в действительности. Разделение аппаратных ресурсов производится за счет объединения индикаторов и пультов управления в единые информационные системы, которые созданы в интересах всего комплекса и индицируют на своих экранах информацию от всех его систем. Кроме того, в федеративной архитектуре появились специализированные

БЦВМ, чьей задачей является только обработка информации. Это, например, вычислительная система самолетовождения пассажирского ЛА или тактический компьютер военного самолета. Такие БЦВМ получают информацию от сенсоров самолета, различных систем, обрабатывают ее и передают дальше - в системы индикации и управляющие системы. За счет объединения ресурсов комплексы второго поколения обеспечили значительный выигрыш в отношении массы, габаритов и надежности, объединение приборов в единые информационные системы позволило значительно улучшить интерфейс пилот-ЛА, а добавление специализированных БЦВМ позволило увеличить уровень автоматизации и значительно расширить возможности ЛА. До настоящего времени большинство комплексов БО имеет федеративную архитектуру.

Современное – третье – поколение бортовых комплексов представляет собой *интегрированную модульную авионику*. Внедрение их на борт началось в 1990-х годах. Новое поколение отличается гораздо более высокой степенью интеграции и обобщения ресурсов. Идея заключается в том, чтобы не разбивать комплекс на ряд автономных систем, а построить его на основе единой вычислительной платформы, функции систем комплекса в этом случае выполняют программные приложения, разделяющие общие вычислительные ресурсы.

Аппаратура комплекса состоит из ограниченного набора функциональных модулей, по своим размерам они меньше привычных электронных блоков. Каждый модуль приспособлен для выполнения определенных функций – вычисления, хранения данных, электропитания и т.п. Эти функции модуль выполняет не в интересах какой-то отдельной системы, а в интересах всех задач, решаемых в комплексе. Сам комплекс не имеет четко выделенных систем. Он организован в виде единой аппаратной среды, системы превратились в функции, реализуемые программно в этой среде. Отдельные БЦВМ и вычислители, присущие федеративным системам, заменены общими процессорными ресурсами, которые распределяют между собой и выполняют все прикладные программы. Такая организация позволяет оптимально использовать вычислительные ресурсы. Прикладное ПО не зависит от типов применяемых процессоров, их взаимодействие строится через промежуточные стандартные интерфейсы. Это позволяет совершенствовать аппаратную среду без необходимости переделывать программное обеспечение.

Структура комплекса сделана гибкой и масштабируемой, это позволяет легко адаптировать его под требования различных применений и для разных типов ЛА, а также облегчает расширение возможностей и улучшение характеристик комплекса в будущем. Эта гибкость достигается, во-первых, за счет модульного построения комплекса и, во-вторых, за счет соединения модулей в сеть. Функциональный модуль может быть размещен в любом месте ЛА и за счет быстродействующей сети передачи данных он связан с другими модулями так же тесно, как если бы они находились в одном электронном

блоке. Комплекс функционирует как локальная сеть высокопроизводительных компьютеров. Все данные, формируемые какой-либо функцией в составе комплекса, глобально доступны для любой другой функции. Это позволяет включать новые задачи и модернизировать комплекс по принципу «plug-and-play»: не затрагивая уже работающие функции.

Чтобы была возможность использования программных и аппаратных модулей, разработанных разными фирмами, комплекс имеет открытую архитектуру (раздел 11.7), то есть все его элементы разрабатываются с использованием открытых стандартов. Открытая модульная архитектура позволяет использовать новые модули с прежним программным обеспечением, вставлять новые аппаратные модули, запускать новые приложения, изменять аппаратуру или программы – и при этом нет необходимости заново все сертифицировать, сертифицируется только изменившаяся часть аппаратуры или ПО.

В настоящее время уже разработано и используется несколько подобных комплексов. Интегрированный комплекс модульной авионики Pro Line 21 фирмы *Rockwell Collins* впервые был представлен в 1995г. Комплекс предназначен для самолетов бизнес-класса и местных воздушных линий, для вертолетов. Он устанавливается на административный реактивный самолет Premier I, на самолеты бизнес-класса Continental, Hawker 800XP, CitationJet CJ1 и CJ2, конвертоплан BA 609 и др. Подобный комплекс фирмы *Rockwell Collins* для военных самолетов называется Flight2, он будет устанавливаться на модернизируемые самолеты ВВС и ВМФ США - заправщики KC-135, транспорты C-130 и самолеты радиолокационного дозора P-3 Orion, а также вертолеты Sikorsky S-92, S-70.

Primus Epic - название комплекса модульной авионики фирмы *Honeywell*. Primus Epic обладает такой гибкостью, что может быть настроен на любой тип гражданских ЛА – от маленьких турбовинтовых административных самолетов и вертолетов до реактивных лайнеров с числом пассажиров больше 100. Объявлено об установке Primus Epic на самолеты бизнес-класса Hawker Horizon, Hawker 450, Citation Sovereign, вертолет AB139 и семейства реактивных самолетов Fairchild-Dornier 528JET/728JET/928JET, Embraer ERJ-170/ERJ-190.

Для военно-транспортных самолетов фирма *Thales Avionics* разработала комплекс модульной авионики Topdeck. Он будет устанавливаться на C-295, CN-235-300, C-130.

Комплекс модульной авионики, разработанный по программе Pave Pillar, применяется на истребителе F-22A и боевом вертолете RAH-66. Еще более совершенный комплекс разрабатывается в рамках программы Pave Pace для истребителя F-35.

Решено, что все электронное оборудование и для кабины экипажа, и для салонов нового пассажирского суперсамолета Airbus A380 будет выполнено в виде интегрированной модульной авионики. С этой целью 33 фирмы и

института из 10 стран Европы под руководством фирмы Thales Avionics работают над проектом под названием VICTORIA.

В России институт авиационного оборудования НИИАО совместно с американской корпорацией *Allied Signal* разработал интегрированный комплекс модульной авионики для самолета-амфибии Бе-200.

Комплексы модульной авионики имеют существенные преимущества перед своими предшественниками. Использование общих ресурсов позволяет уменьшить массо-габаритные характеристики комплекса, использование однотипных модулей облегчает техническое обслуживание, уменьшается стоимость оборудования, так как вместо разнотипных блоков, изготавливаемых мелкими партиями, широко тиражируются одни и те же модули. Выигрыш от применения Primus Epic оценивается фирмой Honeywell так:

- вес и размеры уменьшаются на 40%,
- надежность увеличивается на 100%,
- стоимость приобретения ниже на 30%,
- стоимость использования ниже на 50%,
- ремонтпригодность повысилась на 60%,
- количество проводки уменьшилось на 30%.

На самолете Hawker Horizon, где устанавливается Primus Epic, по сравнению с Hawker 1000, где устанавливался комплекс предыдущего поколения SPZ-8000, достигнута экономия веса на 45 кг, исключено 23 блока, надежность за счет этого увеличилась вдвое.

На модульную авионику выпущена группа стандартов ARINC 650 – ARINC 655.

### ***Состав и структура***

Модули комплекса устанавливаются в крейты (за рубежом принято название cabinet), внешний вид такого крейта показан на рис.11.35.



Рис.11.35. Крейт модульной авионики (*Rockwell Collins*)

Типичный комплекс включает несколько крейтов, их количество определяется сложностью задач и требованиями компоновки. Обычно крейтов

в комплексе два, что позволяет не только распределять между ними задачи, но и обеспечить резервирование на случай отказов.

Модули устанавливаются в крейт через лицевую часть и могут быть заменены в условиях эксплуатации. В электронных блоках федеративной архитектуры, также состоящих из модулей, имеется объединяющая *системная плата*, с которой состыковываются все модули и через которую к ним поступают сигналы с внешнего разъема блока. В крейтах системной платы нет, внутри крейта проложены только линии электропитания и внутренняя сеть передачи данных, а внешние сигналы поступают непосредственно на разъем модуля, который их использует. Преимущества такого подхода заключаются в следующем:

изменение ввода/вывода влияют только на этот модуль, а не передаются по цепочке на системную плату и задний разъем, как при обычной компоновке;

защита от электромагнитных помех и разряда молнии может быть более эффективной, т.к. схема защиты может быть размещена непосредственно на модуле, близко к поступающему сигналу;

техобслуживание проводки облегчено благодаря размещению разъемов в более доступных местах.

Модули крейта могут выполнять функции:

- автоматического и директорного управления полетом (автопилота);
- автоматического управления тягой;
- вычислительной системы самолетовождения;
- управления общесамолетными системами;
- вычислителя-генератора символов для индикации;
- формирования аварийной, предупреждающей и уведомляющей сигнализации;
- предупреждения о критических режимах ЛА;
- предупреждения об опасном приближении к земле;
- обнаружения попадания в опасный сдвиг ветра;
- контроля параметров взлета;
- формирования и выдачи речевой и тональной звуковой сигнализации;
- хранения и вывода на индикацию различной справочной информации (карты, РЛЭ, контрольные перечни операций и др.), в том числе доступ во время полета к наземной справочной информации (метеорологические службы, фирмы, занимающиеся компьютерным планированием полета, предприятия техобслуживания);
- связи с землей по линии передачи данных;
- сбора информации для технического обслуживания, в том числе сбора и локализация отказов оборудования комплекса;
- концентрации данных от систем и датчиков ЛА для удобного использования их другими функциями комплекса.

Конкретный состав функций определяется требованиями конкретного применения комплекса, типом ЛА.

Кроме крейтов в состав комплекса модульной авионики входят индикаторы, пульта управления комплексом (или другие заменяющие их устройства, см. раздел 11.5), интегрированный комплект датчиков воздушных сигналов и положения в пространстве, радиосредства связи, опознавания, навигации и посадки. Эти части комплекса конструктивно отделены от крейтов, так как они должны устанавливаться в определенных местах ЛА и их конструкция определяется спецификой работы. Индикаторы и пульта должны быть установлены в кабине экипажа. Интегрированный комплект датчиков выполняет функции системы воздушных сигналов СВС, инерциальной навигационной системы ИНС, а иногда содержит также и приемник спутниковой навигационной системы. Этот комплект, заключенный в отдельный кожух, должен устанавливаться поблизости от своих чувствительных элементов, вынесенных наружу ЛА - приемников давления, температуры. Радиосредства устанавливаются поблизости от антенн и исходя из соображений электромагнитной совместимости. Все компоненты комплекса, размещаемые отдельно от крейтов, и все основные модули крейтов соединены в локальную сеть.

В комплексе Primus Epic локальная сеть создана на основе шины ASCB-D (Avionics Standard Communication Bus). ASCB состоит из 4 отдельных шин. Каждая шина включает три линии. Средой передачи служит биаксиальный кабель. Шины двунаправленные, скорость передачи данных 10 Мбит/с. Передаваемая информация управляется четырьмя контроллерами, из которых одновременно активен только один, а остальные находятся в резерве. Активный контроллер посылает управляющие сообщения по трем из четырех шин. К ASCB можно подключить до 50 потребителей. Каждая подсистема, выдающая информацию, подключена к двум из 4 шин, а каждый приемник подключен и может принимать информацию из 3 шин. Шины имеют механизм защиты от ошибок. У всех подключенных устройств передача разрешается только в отведенные интервалы времени, в остальное время передатчики блокируются.

В комплексе Pro Line 21 в качестве локальной сети используется разновидность Ethernet - 100Base-TX с топологией звезда (раздел 4.8). Один из модулей крейта осуществляет функции переключателя сети. Для соединения с другими типами сетей и другой средой передачи (оптоволоконной) предусмотрена установка на этот модуль мезонинных плат, осуществляющих функции мостов. В комплексе авионики нового самолета Airbus A380 локальная сеть организуется на базе другой разновидности Ethernet - AFDX.

На истребителе F-22A и вертолете RAH-66 основная сеть передачи данных представляет собой Fibre Channel (раздел 4.7) со скоростью передачи информации 1 Гбит/с, она же выбрана на роль локальной сети разрабатываемого истребителя F-35.

Структура комплекса модульной авионики изображена на рис.11.36. Входной информацией для комплекса являются сигналы от датчиков ЛА и его сенсоров – радиолокатора, инфракрасной обзорной системы и др. Выходная информация передается пилотам на индикаторы, а от функций автоматического управления – на исполнительные устройства. Например, функция автопилота управляет приводами элеронов, рулей направления и высоты.

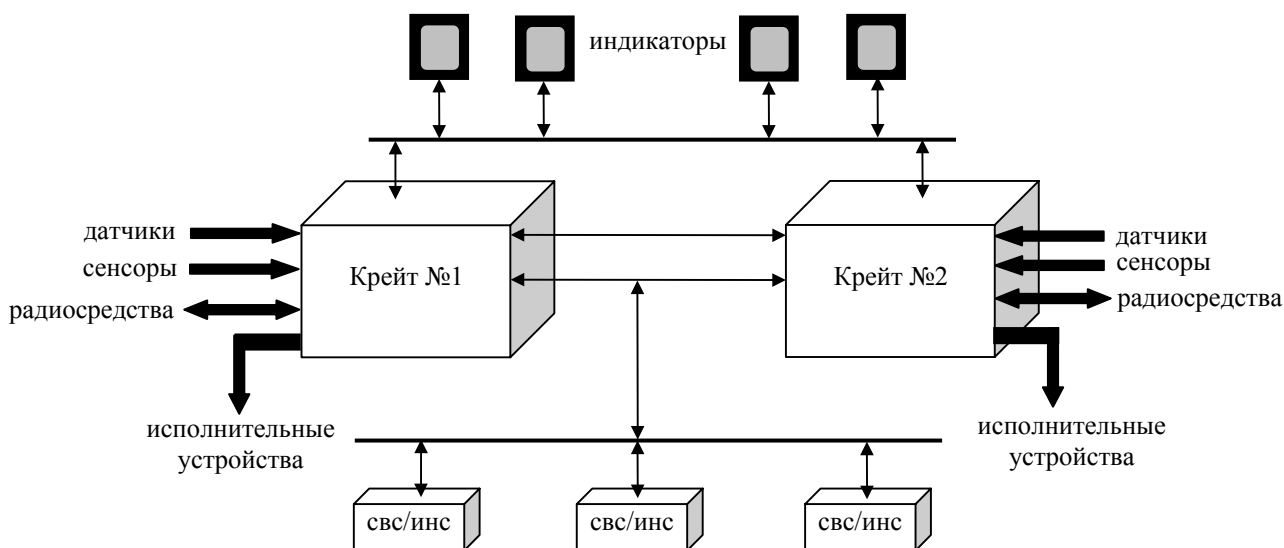


Рис.11.36. Структура комплекса модульной авионики

Для выполнения своих функций крейты комплектуются модулями разных типов. Обычно имеется следующий набор модулей:

- вычислительный модуль;
- модуль запоминающего устройства базы данных;
- модуль сетевого контроллера;
- модуль графической обработки;
- модуль концентрации сигналов;
- модуль питания;
- модуль поддержания нормальных условий.

Вычислительный модуль представляет собой полноценный компактный компьютер. Каждый из устанавливаемых в крейт вычислительных модулей, а их может быть несколько, способен выполнять в режиме разделения времени несколько приложений, причем приложения могут относиться к разным уровням критичности. Программное обеспечение для вычислительных модулей имеет два слоя. Один из слоев представляют собой выполняемые приложения, другой слой изолирует приложения от применяемой вычислительной платформы, обеспечивая их независимость. Приложения выполняются не на реальной БЦВМ, а на виртуальной машине. Это позволяет изменять и совершенствовать аппаратуру и программное обеспечение независимо друг от друга, а также применять безо всяких изменений ранее разработанные программы.



Модуль запоминающего устройства базы данных выполняет функцию электронной библиотеки, к которой при необходимости обращаются пилоты, а также другие модули комплекса, или может использоваться для записи в полете информации для наземного технического обслуживания.

Модуль сетевого контроллера служит для связи крейта с локальной сетью комплекса. Если в сети используется топология «звезда», то данный модуль служит переключателем, обеспечивая полнодуплексную связь компонентов сети.

Модуль графической обработки собирает информацию для отображения, готовит и передает в индикаторы подготовленное изображение. Он также может получать видеосигнал от сенсоров ЛА, например, от инфракрасной обзорной системы или радиолокатора. Полученное видеоизображение масштабируется, на него накладывается символьная информация и подготовленная для индикации картинка передается в индикатор.

Модуль концентрации сигналов служит для приема той информации от самолетных систем и датчиков ЛА, которая поступает в комплекс из бортовых интерфейсов различных видов, например, от систем, выдающих информацию последовательным кодом по ARINC 429. Модуль преобразует эту информацию, упаковывает ее и передает в сеть комплекса для использования другими модулями. Наличие модуля концентрации сигналов позволяет сосредоточить аппаратуру, необходимую для приема уникальных видов интерфейсов, в одном месте, всем другим модулям комплекса достаточно иметь только средства для доступа к общей сети, в которую модуль концентрации сигналов транслирует все, что получает. При необходимости модуль концентрации сигналов может принимать и преобразовывать в цифровую форму аналоговые и дискретные сигналы различного типа. С целью уменьшения длины и массы проводки концентратор сигналов может располагаться и вне основного крейта – ближе к датчикам сигналов, тогда конструктивно он выполняется в виде отдельного блока.

Модуль питания преобразует первичное напряжение бортсети (~115 В или =27 В) в номиналы напряжения, необходимые для питания других модулей крейта. Он может быть двухканальным. Например, в комплексе Pro Line 21 модуль питания состоит из двух независимых источников питания, поэтому отказ одного не влияет на работу другого. Каждый из этих источников способен обеспечивать электропитанием весь крейт, но в нормальном режиме, когда оба исправны, нагрузка распределяется между ними поровну, поэтому источники работают в облегченном режиме.

Модуль поддержания нормальных условий обеспечивает принудительное охлаждение крейта, а при очень низкой температуре окружающей среды – подогрев.

Структура крейта изображена на рис.11.37.

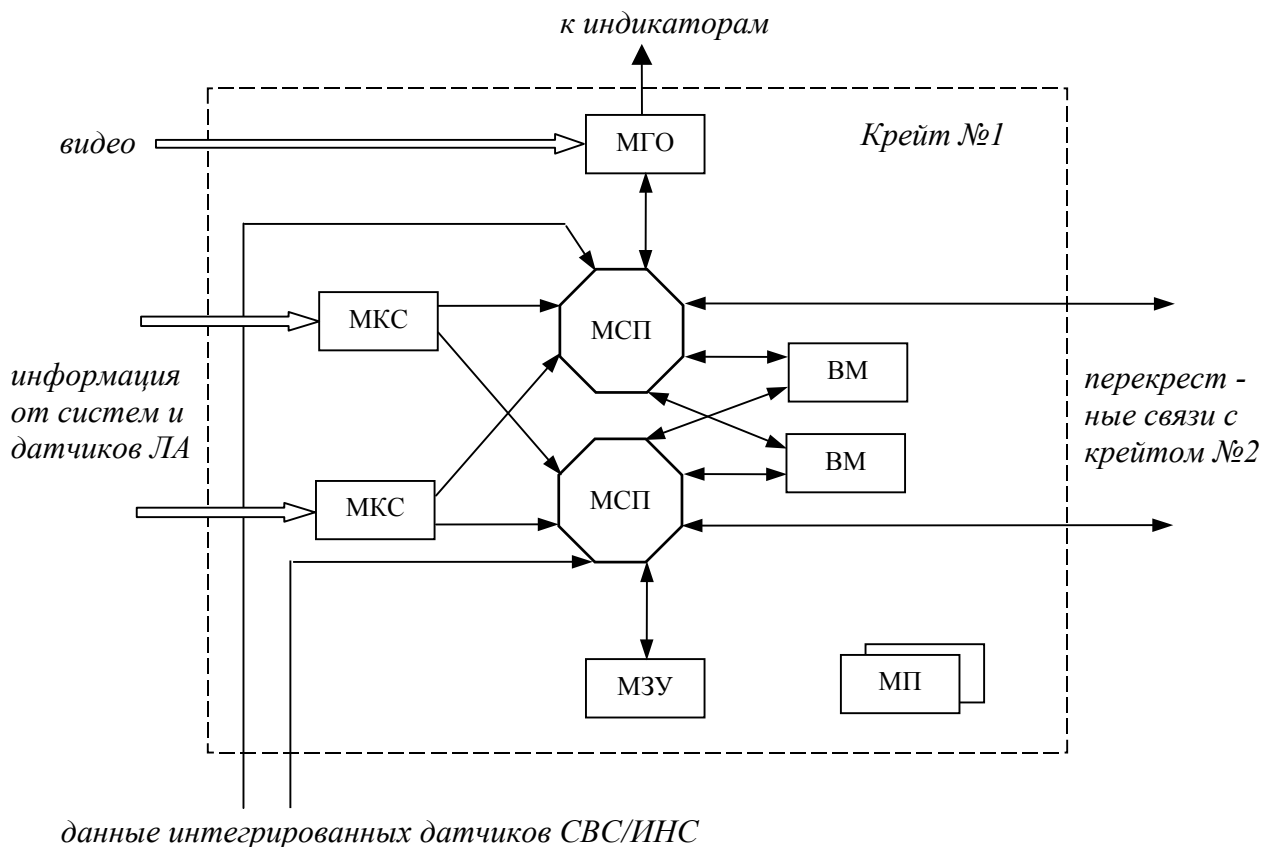


Рис.11.37. Внутренняя структура крейта:

МСП – модуль сетевого переключателя, МГО – модуль графической обработки, ВМ – вычислительный модуль, МКС – модуль концентрации сигналов, МЗУ – модуль запоминающего устройства, МП – модуль питания

### Программное обеспечение

Независимость аппаратуры и программного обеспечения комплекса друг от друга облегчает изменение конфигурации, модернизацию, позволяет использовать ранее разработанные программы без необходимости их повторной сертификации. Все это в итоге сокращает время и стоимость разработки. Для того, чтобы обеспечить подобную независимость и минимизировать влияние изменений одной части комплекса на другие необходимо ввести между аппаратурой и ПО разделяющий слой. Роль этого разделяющего слоя выполняет операционная система реального времени (ОСРВ). Она предусматривает стандартный набор интерфейсов и услуг для приложений – программ, выполняющих ту или иную функцию.

Каждое приложение выполняется в своей собственной среде, на своей собственной виртуальной машине, при этом доступ к общим разделяемым ресурсам для данного приложения строго ограничен. Приложение не знает о том, что оно разделяет процессор с другим приложениями. Такая изоляция

приложений позволяет запуск критического, существенного и несущественного ПО на одном процессоре. Например, операционная система DEOS, используемая в комплексе Primus Epic, позволяет выполнять на одном процессоре до 6 задач одновременно, причем задачи могут быть разного уровня критичности.

К разделяемым ресурсам относятся память, процессорное время и сетевые ресурсы. Ресурсы распределяются при начальной инициализации, которая следует после включения комплекса. Любая попытка нарушить установленные границы любого из ресурсов вызывает обращение к ядру операционной системы и инициирует процедуру восстановления.

Наряду с независимостью ПО и аппаратуры обеспечивается независимость ПО от физического интерфейса и топологии сети. Приложение не знает источников используемых им данных и приемников своих результатов, не знает о месте их расположения. Весь обмен строится через посылку и прием стандартных сообщений.

Все функции в среде ОСРВ используют язык высокого уровня, который поддерживает масштабируемость и независимость от ввода/вывода. Разработка и проверка могут быть проведены на уровне рабочего места, без реальной аппаратуры. В отличие от коммерческих операционных систем, таких как Windows, исходный код ОСРВ соответствует требованиям FAA к живучести программного обеспечения. Существует стандарт на ОСРВ - IEEE 1003 «Portable Operating System Interface X(Unix) POSIX».

Необходимым качеством программного обеспечения для комплексов модульной авионики считается толерантность к программным ошибкам, т.е. способность обнаружить их и компенсировать негативные последствия. Толерантность обеспечивается тремя способами: на этапе трансляции программы - использованием свойств языков высокого уровня, таких как Ada, на этапе исполнения программы - встроенными механизмами операционной системы и процедурами контроля целостности используемых данных.

## 11.7. Открытые системы

*Открытые системы* (ОС) или, как еще их называют, системы с открытой архитектурой, появились в авиации в ответ на насущную потребность продлить срок жизни бортовых систем и уменьшить затраты на их сопровождение в эксплуатации. Срок службы авиационной техники велик, часто превышает 30 лет. За это время авионика успевает устареть: ее характеристики не соответствуют современному уровню и требуется модернизация. В последнее время в связи с бурным развитием электроники радиоэлектронные компоненты устаревают очень быстро – в течение 5 лет (рис.11.38). Компоненты, применяемые в разработке, могут устареть еще до того, как она завершена. К тому же часто в течение срока жизни какой-либо

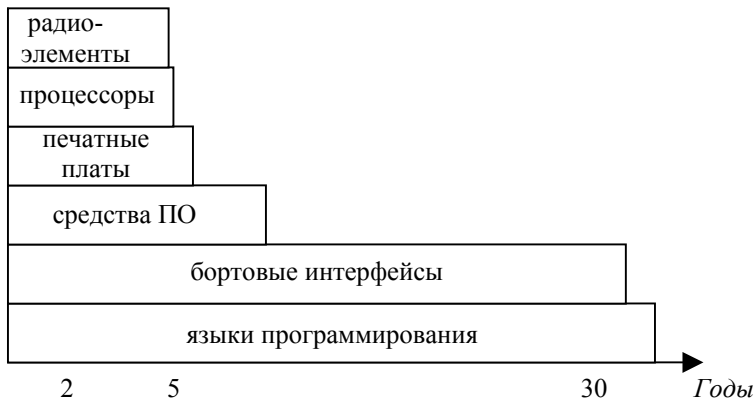


Рис.11.38. Период устаревания частей АТ

авиационной системы изменяются требования к этому классу систем. Это тоже вызывает необходимость модернизации.

Если рассмотреть стоимость всего жизненного цикла изделия авионики, то больше половины приходится на период эксплуатации и сопровождения (рис.11.39). Снизить эти затраты также

позволяет использование открытых систем.

Открытая система - это та, которая использует открытые стандарты на интерфейсы, сервисы и поддерживаемые форматы с тем, чтобы компоненты этой системы:

- 1) можно было применить в широком круге систем с минимальными изменениями;
- 2) могли взаимодействовать с другими компонентами местных или удаленных систем и с пользователем стандартным образом.

Использование стандартных интерфейсов между частями системы – и аппаратными, и программными – суть ОС. Цель – в максимально возможной степени изолировать части системы, сделать их независимыми. Тогда их можно независимо заменять: при замене одной части не будет затронута другая, она даже не «почувствует», что замененная часть изменилась.

Система может быть достаточно сложным устройством и может состоять из подсистем, которые в свою очередь могут состоять из дальнейших подсистем. Многие системы могут также рассматриваться как состоящие из нескольких слоев. Стандартные интерфейсы могут применяться между любыми слоями и между любыми подсистемами.

Если два компонента связываются стандартным интерфейсом, желательно чтобы им покрывалось все взаимодействие между компонентами (рис.11.40,а).

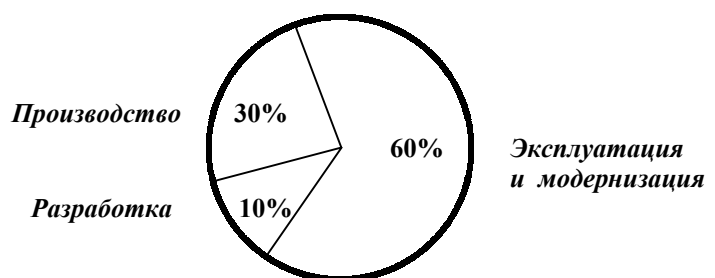
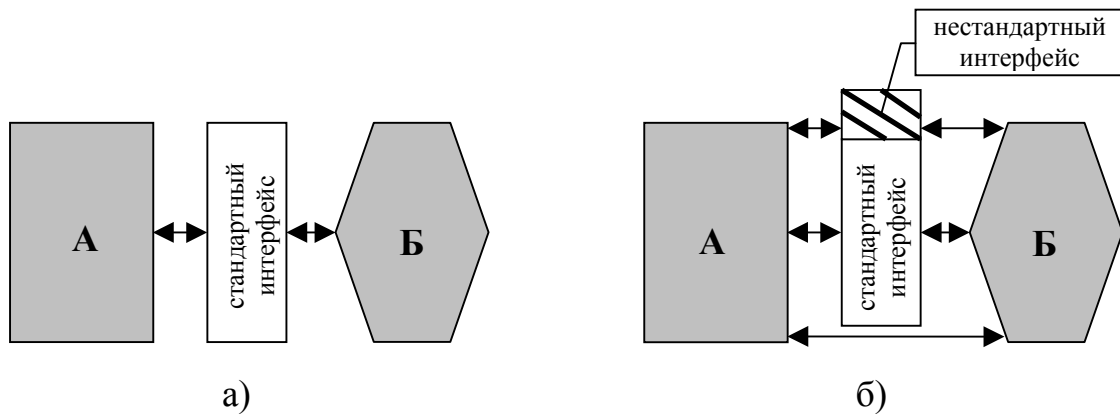


Рис.11.39. Распределение стоимости жизненного цикла изделия

Нежелательны как прямые, помимо интерфейса, связи, так и использование нестандартных интерфейсов дополнительно к стандартному (рис.11.40,б): применение таких средств усиливает взаимозависимость компонентов и, соответственно, уменьшает степень открытости.



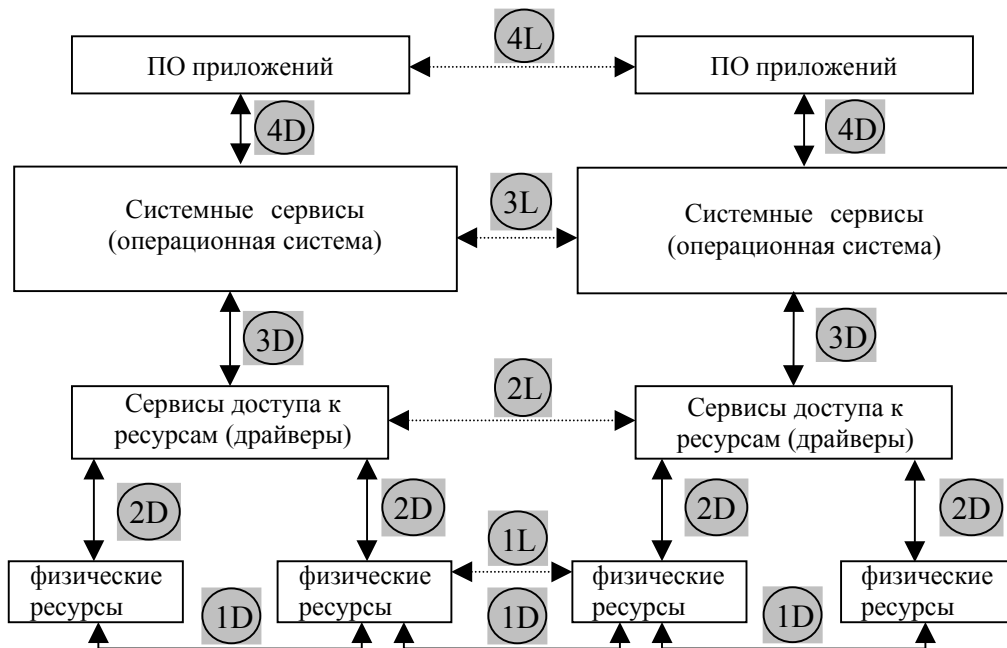
**Рис.11.40. Соединение двух компонентов [124]:**  
*а – правильно, б - неправильно*

В то же время концепция ОС не означает «все или ничего». Система становится более открытой по мере того, как все большая часть интерфейсов соответствует стандартам. ОС может включать и нестандартные или ранее разработанные компоненты (возможно, «обернутые» стандартными интерфейсами, а возможно – в своем первоначальном виде).

Общая модель ОС состоит из 4 слоев. Первый слой объединяет физические ресурсы (процессоры, память и т.п.). Три остальных слоя содержат программные компоненты:

- слой сервисов доступа к ресурсам (драйверы),
- слой системных сервисов (операционная система),
- слой приложений.

Взаимодействие между двумя ОС изображено на рис.11.41.



**Рис.11.41. Модель взаимодействия открытых систем**

Интерфейсы между частями системы делятся на 2 типа: логические (1L-4L) и прямые (1D-4D). Прямые интерфейсы связывают соседние слои. К ним относится и физический интерфейс между системами. Логические интерфейсы связывают одинаковые слои двух систем. Они относятся к логическому потоку данных. Логический поток данных реализуется прямыми или физическими интерфейсами.

Как видно из модели, приложения не взаимодействуют непосредственно с физическими ресурсами: с ресурсами своей системы они связаны через слой системных сервисов, а с другими приложениями они взаимодействуют логически. Подобная реализация позволяет, например, заимствовать программные компоненты, которые поддерживают выбранные стандартные интерфейсы.

Открытая система по сравнению с обычной имеет следующие преимущества.

1) ОС позволяет проще заменять устаревшие компоненты и расширять возможности системы, при этом влияние доработки на те части системы, которые не требуют изменения, минимально. Все вместе это приводит к снижению стоимости жизненного цикла системы.

2) Облегчается использование ранее разработанных и коммерческих компонентов. Использование таких компонентов:

приводит к снижению стоимости разработки;

сокращает срок разработки;

повышает качество изделия – уменьшает вес, размер, повышает скорость обработки информации, открывает новые возможности;

за счет большей общности систем пропадает необходимость в специальном тестовом оборудовании, обучающих и тренировочных средствах.

Достоинства открытых систем обусловили популярность этой концепции. Как упоминалось ранее, открытость архитектуры является обязательным атрибутом современной модульной авионики (раздел 11.6). Фирма-интегратор комплекса строит его так, что другие фирмы могут участвовать в работах, создавая полностью совместимые аппаратные и программные компоненты, которые могут встраиваться по принципу «plug-and-play» в крейты комплекса. Используются общие открытые стандарты на аппаратную часть комплекса и на сеть передачи данных. Операционная система имеет открытый интерфейсный код. По принципам открытой системы разработан, например, комплекс авионики Primus Epic фирмы *Honeywell*. Фирма обеспечивает разработчиков спецификациями и средствами, помогающими конфигурировать программное обеспечение и аппаратуру для установки в крейт. Для задач, которые целесообразно решать внешними по отношению к крейту блоками, *Honeywell* предлагает три способа интеграции в Primus Epic:

предоставляются модули сетевого контроллера;

предоставляются протоколы связи с сетью передачи данных ASCB;

связь с внешними блоками может осуществляться через модули ввода/вывода крейта по старым стандартам - ARINC 429 и другие.

Другие примеры комплексов с открытой архитектурой - Pro Line 21, Flight2 (*Rockwell Collins*), Versatile Integrated Avionics (*Honeywell*), Topdeck (*Thales Avionics*).

### ***Проектирование ОС***

Чтобы достигнуть открытости системы необходимо иметь в виду это требование с самого начала проектирования. Традиционное проектирование начинается с анализа требований пользователя, после чего архитектура и конструкция системы оптимизируются исходя из требований к системе. Процесс проектирования ОС не такой прямой. Архитектура системы выбирается такой, чтобы использовать стандарты, технологии и продукты, доступные на рынке. Так как получающаяся архитектура не оптимальна в отношении требований к системе, некоторые требования гораздо труднее выполнить. При создании архитектуры, основанной на стандартах, фокус проектирования системы сдвигается от конструирования к интеграции.

Важная часть проектирования ОС – выделение критических интерфейсов в архитектуре системы. Эти интерфейсы затем приводятся к приемлемым стандартам (совсем не обязательно – авиационным). Так как ситуация на коммерческом рынке быстро меняется, воплощение принятой архитектуры «в железе» желательно откладывать настолько долго, чтобы выбрать коммерческие компоненты из возможно большего числа вариантов и с как можно более длительной перспективой.

Не все интерфейсы в ОС имеет смысл стандартизовать. Следует определить уровень архитектуры системы, который позволяет достигнуть открытости и стандартизовать интерфейсы только выше него. Ниже этого уровня ограничения на интерфейсы не вводятся и оставляются на усмотрение разработчиков.

Кандидатами в критические интерфейсы являются те, которые связывают подсистемы или компоненты:

- использующие быстро меняющиеся технологии;
- требования к которым, вероятно, будут меняться в течение жизненного цикла изделия;
- которые, вероятно, будут расти или эволюционировать в течение жизненного цикла изделия;
- с высокой стоимостью жизненного цикла.

С помощью стандартных интерфейсов нужно изолировать эти склонные к изменениям компоненты.

Указанным критериям удовлетворяют программные приложения, поэтому первыми кандидатами для стандартизации являются интерфейсы между приложениями и обрабатывающей платформой, а также между

приложениями, выполняющими разные функции. Такая стандартизация позволяет уменьшить зависимость между приложениями и аппаратурой (процессорами), тем самым:

- проще делить на части ПО,
- проще модернизировать аппаратуру,
- можно реализовать программные компоненты независимо от выбранной аппаратной платформы.

Современный подход к разработке ПО для авионики состоит в том, чтобы избежать привязанности к какому-то конкретному компьютеру или процессору. Вместо этого, ПО должно быть написано так, чтобы в максимально возможных пределах оно подходило как можно большему числу процессоров. А конструкцию авионики следует строить таким образом, чтобы по возможности все процессоры и другие обрабатывающие электронные компоненты извлекались из функциональной аппаратуры и изолировались в некоем ядре (core), в которое перейдет с ними и свойственная этим компонентам изменчивость. Так, например, реализован комплекс оборудования вертолета RAH-66 Comanche. На вертолете установлено два кластера которые обрабатывают всю информацию. Кластер представляет собой стойку с 48 модулями: 8 процессоров общего назначения, специализированные процессоры обработки сигналов, модули связи с волоконно-оптической сетью, модули питания и др.

Программные компоненты, которые не поддерживают стандартные интерфейсы, можно вставить в систему, используя дополнительные средства. Заимствованные ранее разработанные компоненты могут «оборачиваться» интерфейсным слоем, поддерживающим стандартный интерфейс (рис.11.42,слева). Для коммерческих программных объектов дописывается «клеящий» код, который обеспечивает требуемый интерфейс, сохраняя функциональные способности исходного объекта (рис.11.42,справа). Клеящий код может также использоваться для того, чтобы:

- ограничить доступные функции объекта;
- выловить и изолировать ошибки.

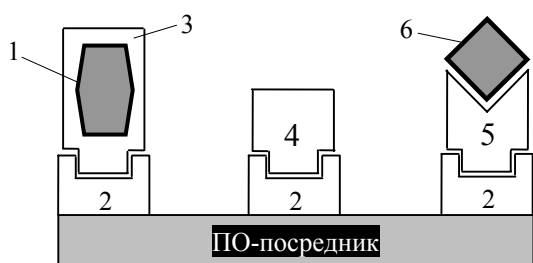


Рис.11.42. Способы заимствования программного обеспечения [124]:

1 - заимствованный программный компонент, 2 - стандартный интерфейс, 3 – дописанная оболочка, 4 - новый компонент, 5 – клеящий код, 6 – коммерческий компонент

Важен выбор стандартов для интерфейсов. Для того, чтобы осуществить этот выбор, нужно хорошо ориентироваться в существующих стандартах и технологиях, а также уметь оценить приемлемость их для авионики. При



выборе стандарта/технологии следует оценить: 1) его зрелость, 2) степень стандартизации, 3) вероятную поддержку в будущем, 4) степень соответствия требованиям авиационного применения, 5) степень, в которой он реализует критические интерфейсы внутри системы.

Интерфейс должен быть независим от физического расположения взаимодействующих компонентов. Этого можно достигнуть используя ПО-посредник (middleware), например, соответствующее стандарту CORBA (Common Object Request Broker Architecture). Принципы связи через CORBA следующие.

- Система состоит из объектов. Объекты, которые предоставляют услуги, называются *серверами*. Объекты, пользующиеся услугами серверов, называются *клиентами*. В отношении разных услуг один и тот же объект может выступать и в роли клиента, и в роли сервера.
- Объекты связываются друг с другом через интерфейсы. Интерфейсы описываются на специальном языке (OMG Interface Definition Language).
- В распределенной системе отдельные объекты могут быть соединены при помощи специального протокола (Internet Inter-ORB Protocol), с точки зрения которого безразлично физическое расположение объекта – близкое или удаленное.

Стандарты типа CORBA поддерживают несколько методов соединения между клиентом и сервером. Простейший метод состоит в том, что клиент делает запрос и ожидает ответа.

Следует сказать, что соответствие требованию открытости системы невозможно установить какими-либо испытаниями по завершении разработки. Проверка должна выполняться на протяжении всего проекта.

### ***Применение коммерческих компонентов***

Основная предпосылка создания открытых систем – стремление использовать последние достижения не авиационного, коммерческого сектора промышленности. Обширный рынок этого сектора делает рентабельным внедрение последних научных разработок: затраты быстро окупаются и цена на компоненты, в первую очередь – электронные, быстро падает. Поэтому коммерческие компоненты по своим возможностям, как правило, превосходят те, которые в данный момент применяются в авиации. В бортовых системах коммерческие компоненты нельзя применить непосредственно, так как специфические требования, которым такие компоненты не удовлетворяют, жесткие правила испытаний и сертификации не позволяют это сделать. Приходится заказывать у промышленности специальные авиационные исполнения компонентов. Однако к тому времени, когда они станут доступны разработчикам систем, на коммерческом рынке появляются еще более совершенные компоненты. К тому же с окончанием «холодной войны» в авиационной технике на первый план вышли экономические показатели. Если

раньше можно было организовать разработку, например, специального процессора для авиационных систем, не считаясь с тем, во что это обойдется (так как нужно было любой ценой поддерживать военный паритет), то сегодня ни военные, ни авиационная промышленность не имеют достаточно средств для финансирования подобных разработок. Выход состоит в применении имеющихся на рынке коммерческих компонентов – и аппаратуры, и программного обеспечения.

Применение коммерческих компонентов в бортовой системе позволяет улучшить ее характеристики, снизить стоимость, сократить срок разработки. Поэтому этот подход к проектированию систем, получивший за рубежом название *COTS* (Commercial Off The Shelf – «коммерческие элементы с полки»), сейчас очень популярен.

Применение коммерческих компонентов в системе вынуждает ее разработчика брать все возможные последствия на себя. Если применяемый компонент не удовлетворяет авиационным требованиям, то разработчик системы обязан либо создать ему особые, мягкие условия, которые тот способен выдержать, либо провести дополнительные испытания и убедить всех, что применяемый компонент имеет запас прочности по сравнению с записанными в его технических условиях характеристиками и может быть применен в бортовой системе.

Хотя ОС и COTS – связанные концепции, открытая система – это не то же самое, что система, построенная из коммерческих компонентов:

- система с коммерческими компонентами может не быть открытой (если она не использует общепринятых стандартов);
- ОС может быть выполнена и без коммерческих компонентов.

ОС просто облегчает использование COTS. Дело в том, что использование коммерческих компонентов имеет обратную сторону. Во-первых, у коммерческих компонентов короткий срок жизни и большая изменчивость. Разработчик коммерческого компонента может, например, прекратить его производство и поддержку, если сочтет его устаревшим или невыгодным. Таким образом, применяя коммерческие компоненты надо заранее настраиваться на частые изменения в аппаратуре – по мере того, как меняется предложение на рынке. Во-вторых, применение коммерческих компонентов приводит к потере контроля над некоторыми аспектами системы и ее проектирования:

- к коммерческим компонентам невозможно выставить все требования, выставляемые обычно к специально разработанным для авиации компонентам (например, наличие встроенных средств контроля);
- меньше контроль над детальной конфигурацией компонента, т.к. о незначительных изменениях потребителей не информируют;
- меньше информации о компоненте доступно.

ОС позволяет относительно легко модернизировать систему и уменьшает риск от потери контроля над эволюцией коммерческого компонента, позволяя без особых проблем заменить его другим.

### 11.8. Индикация на сетчатке глаза

Интересной и весьма перспективной разновидностью нашлемной системы индикации являются системы с построением изображения на сетчатке глаза. Их принцип действия такой же, как у сканирующего лазерного офтальмоскопа: лазер рисует ряды пикселей прямо в глазу, сканируя сетчатку. Для создания изображения используются маломощные лазеры, типичная мощность излучения такого лазера порядка 300 нановатт, что значительно ниже установленных предельно допустимых для зрения норм. Считается, что даже длительное воздействие такого излучения безопасно для человека.

В Университете им.Вашингтона (Сиэтл) была создана такая система под названием Virtual Retinal Display - VRD. Схема работы VRD иллюстрируется на рис.11.43. Излучение лазерного диода (или трех лазерных диодов, если требуется цветное изображение) проходит через модулятор, который управляется электроникой. Управляющий сигнал учитывает необходимый уровень выходного светового сигнала с точки зрения яркости и смеси цветов.

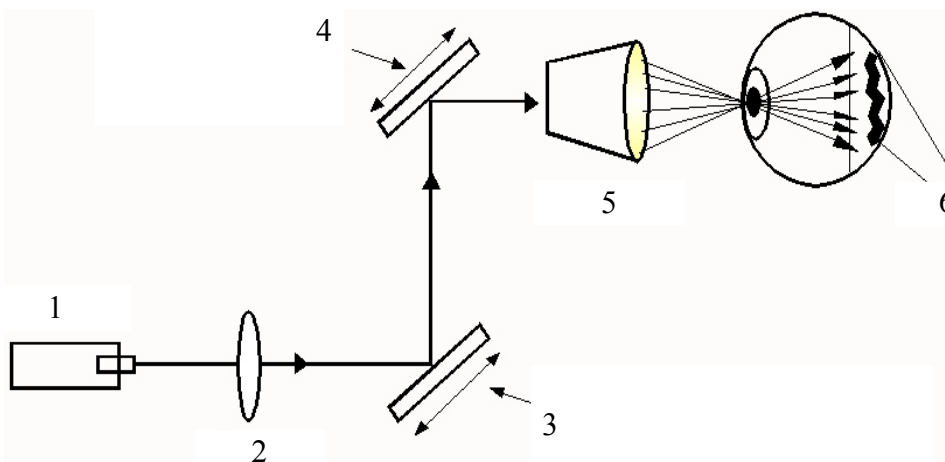


Рис.11.43. Схема VRD:

*1 – лазер, управляемый модулятором, 2 – линза, 3 – горизонтально сканирующее зеркало, 4 – вертикально сканирующее зеркало, 5 – окуляр, 6 – сетчатка*

Модулированный свет поступает к механическому резонансному сканеру. Это компактное устройство содержит полированное зеркало и магнитную катушку. Зеркало колеблется в соответствии с пульсирующим магнитным полем, создаваемым катушкой. Диапазон поворота зеркала 12°. Высокая частота колебаний (15 кГц) обеспечивает высокую разрешающую способность системы. При колебаниях зеркала свет сканирует в горизонтальном

направлении. Поскольку зеркало колеблется синусоидально, сканирование в горизонтальном направлении осуществляется как при прямом, так и при обратном ходе зеркала. Сканирующий пучок света направляется к зеркальному гальванометру или другому механическому резонансному сканеру, который сканирует свет в вертикальном направлении. Оптика проецирует сканирующий пучок прямо на сетчатку глаза, при этом интенсивность его излучения модулируется в соответствии с яркостью изображения в данной точке. Выходной зрачок оптики совмещается с входным зрачком глаза. Естественная фокусировка глаза передает изображение на сетчатку. Чтобы пилот мог видеть окружающий мир, изображение посылается с помощью зеркала или через прозрачный комбайнер.

Такой способ создания изображения существенно отличается от традиционной индикации на экране дисплея:

в течение одного кадра развертки каждая точка сетчатки подсвечивается только очень короткое время (40 нс), а затем сканирующий луч перемещается к следующей точке, в то время, как все пиксели дисплея светятся все время кадра;

свет лазера когерентный, в то время как свечение дисплея не когерентно;

лазер излучает свет в очень узком диапазоне длин волн, а дисплей - в широком;

пиксели дисплея физически разделены (в ЭЛТ – маской), а при развертке на сетчатке отдельные пиксели могут не только вплотную примыкать друг к другу, но могут и перекрываться.

В качестве источников света в VRD могут использоваться лазеры, лазерные диоды и светоизлучающие диоды.

По сравнению с нашлемными системами индикации на базе ЭЛТ и ЖК-панелей этот вид НСИ имеет ряд достоинств.

1) Способ обеспечивает высокую разрешающую способность, которая ограничена только дифракцией. Размер пикселя – 0,5 микрона, в то время как у ЖК дисплея - в 26 раз больше (13 микрон), причем ЖК дисплеи с такой разрешающей способностью очень дороги.

2) Из шлема убирается высоковольтное напряжение, необходимое для ЭЛТ, и создающее опасность для пилота.

3) Изображение на ЭЛТ воспроизводит только часть цветового спектра, воспринимаемого человеческим глазом и ограничено по степени насыщенности. Так как в VRD изображение создается лазерами, имеющими насыщенные чистые цвета, этот способ обеспечивает беспрецедентный диапазон и качество цветов.

4) Обеспечивается высокая яркость.

5) Так как встраивать в шлем индикатор не требуется, система имеет малые вес и объем, уменьшается смещение центра тяжести.

Недостатками являются сложность сканирования, ухудшение изображения при вибрации, ограниченный размер выходного зрачка.

Фирма *Microvision* вместе с *Saab Avionics* в настоящее время разрабатывают практический проект подобной системы в рамках проводимых научно-исследовательских работ для перспективных вертолетов армии США (программы *Virtual Cockpit Optimization Program* и *Aircrew Integrated Helmet System*).

Система должна обеспечить такие высокие характеристики яркости и разрешения, которые другие НСИ достичь не могут. Это позволяет индцировать 3-мерную движущуюся карту, которая является основой окружения виртуальной кабины. Высокая разрешающая способность позволяет использовать ночью изображение от инфракрасной обзорной системы в качестве основного пилотажного средства. Информация от систем самолета накладывается на поле зрения пилота в полупрозрачном виде или в виде синтезированного изображения. Вся картина 3-мерная, изображение кажется парящим в воздухе на расстоянии вытянутой руки, как если бы оно было на экране большого монитора. Когда пилот смотрит внутрь кабины, он видит «виртуальные» приборы – которых нет на самом деле.

В 1999г. в рамках программы *Aircrew Integrated Helmet System* фирма *Microvision* поставила в войска для испытаний прототип системы (рис.11.44).

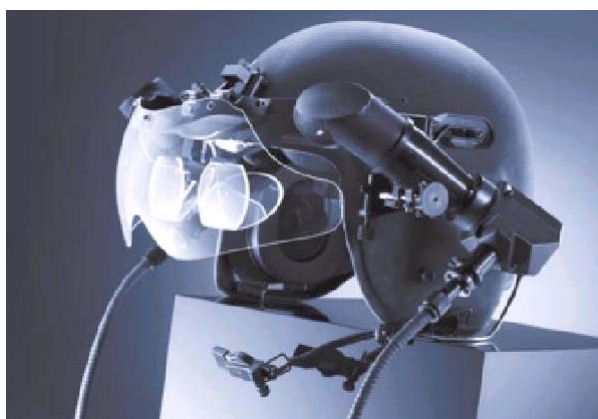


Рис.11.44. Прототип VRD

В этом варианте НСИ лазеры, модулятор и управляющая электроника вынесены из шлема. В шлем по оптоволоконным кабелям посылается модулированный лазерный пучок. Он поступает к механическим сканнерам, которые создают растровое изображение, проецируемое оптической системой в глаза пилота. Характеристики системы были следующими:

- система бинокулярная с полем зрения  $52^{\circ} \times 30^{\circ}$  и частичным наложением изображения (бинокулярная зона  $30^{\circ}$ );
- изображение, создаваемое лазером, монохромное, зеленого цвета;
- разрешающая способность для каждого глаза  $1355 \times 960$ , общее поле зрения (бинокулярная зона плюс монокулярные зоны левого и правого глаза) -  $1716 \times 960$ ;
- эффективная яркость  $5140 \text{ кд/м}^2$ , такая яркость позволяет видеть символы даже при ярком дневном свете;
- масса - 2,4 кг (на базе серийного шлема HGU56/P и с кабелем 30 см).

## 11.9. Пространственная локализация звука

Перспективным направлением развития бортовых средств воспроизведения речи и звука является пространственная локализация звукового сигнала. В такой системе создается трехмерный звуковой сигнал, поэтому пилот слышит этот звук или речь как бы приходящим с определенного направления. Например, сообщение о нападении раздастся с той стороны, где зафиксирован пуск ракеты, сообщение об отказе левого двигателя – слева сзади. Такое представление информации позволяет уменьшить мыслительную работу пилота, сделать ее более интуитивной, что, в свою очередь, позволяет увеличить пропускную способность потока данных к пилоту за счет его способности воспринимать пространственную информацию. Эксперименты с системой предупреждения столкновений TCAS показали, что пилоты, которым предупреждение об опасности столкновения подавались с использованием пространственной локализации звука, определяли положение конфликтующего самолета на 2,2 с быстрее, чем пилоты с обычной системой.

Когда в гарнитуре пилота смешиваются несколько голосов – диспетчера, членов экипажа, сообщения речевого информатора – бывает невозможно разобрать ни один из них. Если же голоса раздаются с разных направлений, они легко идентифицируются и выделяются человеком (например, каждый убеждался, что даже в толпе слышно, если обращаются именно к тебе). В процессе исследований пространственной локализации звука испытуемые подтверждали, что так значительно легче сфокусироваться на конкретном разговоре и другие голоса не так мешают.

В современных научных исследованиях усилия направлены на передачу трехмерного звука через обычные стереотелефоны. Предпосылкой для этого служит то, что слуховые ощущения должны учитывать эффект заслонения источника звука внешней частью ушей (pinna) и головой человека. Используя этот эффект можно создать у человека через наушники иллюзию трехмерного звукового окружения. Основная проблема заключается в том, что для достижения нужной точности оборудование должно быть прокалибровано в соответствии с индивидуальными свойствами человека, включая конкретные конфигурацию и расположение ушных раковин и характеристику спектральной чувствительности, которую имеет pinna. Теоретическая зависимость влияния индивидуальных свойств на восприятие направления пока не найдена.

Существуют и некоторые ограничения, присущие человеческому восприятию звука, которые следует учитывать в разработках. Хотя люди, в основном, хорошо определяют направление звука, у них возникают трудности, если источник звука расположен точно впереди или сзади. В результате человек может ошибиться на  $180^\circ$ . Чтобы избежать этого, в этом случае следует чуть-чуть смещать направление звука вправо или влево. При представлении звуковой информации, которая не имеет пространственной ориентации,

рекомендуется, чтобы звук раздавался спереди, тогда он не будет отвлекать пилота от управления самолетом.

На современных ЛА концепция трехмерного звука пока не реализована, хотя работы в этом направлении активно ведутся. Исследовательская программа Virtual Cockpit Optimisation Program проводится армией США в интересах пилотов вертолетов. В качестве одной из ключевых технологий выбран трехмерный звук. Он дополняет трехмерную визуальную индикацию, давая звуковые 3-мерные подсказки через шлем пилота. Например, предупреждение о пожаре двигателя приходит со стороны горящего двигателя. Также предусмотрены особые звуковые сигналы – «ear-cons» (по аналогии с icons на дисплее), передающие информацию интуитивно. Если, например, запас топлива мал, пилот слышит капающий звук, если приходит сообщение по каналу передачи данных, пилот слышит звук соединяющегося модема и т.п.

Австралийская исследовательская организация Defence Science & Technology Organisation проводит свою разработку, ориентированную на использование трехмерного звука для быстрой ориентации пилота в отношении пространственного положения угроз и целей. Когда сенсоры самолета определяют угрозу, то пилоту в шлем подается звук, соответствующий источнику угрозы и его расположению относительно собственного самолета. Для разных типов угроз генерируются разные звуки, причем синтезированные трехмерные звуки основаны на реальных звуковых сигналах, производимых соответствующим источником и записанных в шлеме пилота, только им придана пространственная ориентация. Подобные звуковые подсказки снижают визуальную нагрузку пилота и дают ему преимущество в скорости действий против угрожающей ему опасности, даже если она находится вне поля его зрения, например, сзади.

В исследовательском центре Army Research Institute, форт Рукер (США) проводились исследования по программе *STRATA* (Simulation Training Research Advanced Testbed for Aviation). На тренажере вертолета AH-64 Apache было сконструировано и облетано устройство, создающее трехмерный звук. При этом в наушниках имитировался обычный для вертолета шум на уровне 77 дБ, который пилот слышит в реальном вертолете, находясь в защитном шлеме. Большинство полетавших на тренажере экипажей при наличии трехмерного звука улучшали свои характеристики и в отношении угроз, и в отношении целей. В отношении навигации с использованием трехмерного звука также были отмечены улучшения, сами члены экипажей оценили устройство, как эффективное, хотя отметили этот способ представления информации как назойливый и отвлекающий от задачи.

Исследовательский центр НАСА (NASA Ames Research Center) разработал первый 3-мерный аудиопроцессор, предназначенный для работы одновременно с несколькими каналами связи. Через наушники подается до 5 разных каналов связи, причем каждый из них кажется слушателю входящим

с определенного направления, как если бы 5 человек стояли вокруг него и голоса их доносились с разных сторон.

Недавно фирма Singapore Technologies Aerospace (ST Aero) представила программу модернизации авионики истребителя F-16 под названием "Falcon ONE", которая в числе прочего включает трехмерный звук.

Также трехмерный звук предполагается в будущем на истребителе JAS-39 Gripen.

Предполагалось создать для пилота трехмерное звуковое окружение и в варианте X-32 истребителя JSF: сообщения от других ЛА звучат с того направления, где они находятся, предупреждения о нападении звучат со стороны летящей ракеты и т.п. В связи с тем, что этот вариант JSF был признан проигравшим, дальнейшие перспективы трехмерного звука на JSF (F-35) не ясны.

### 11.10. Синтезаторы речи

Другое перспективное направление совершенствования средств воспроизведения речи – доведение их возможностей до синтеза речи. Задача сознательного диалога с пилотом пока не стоит: это станет возможным только с появлением систем искусственного интеллекта, чего вряд ли следует ожидать в ближайшие 10 лет. Но уровень синтеза речи, сравнимого с естественной речью, достигнут в коммерческих приложениях уже несколько лет назад. Имеет смысл использовать подобные средства и на борту перспективного ЛА. В функции такой системы могло бы входить зачитывание не заранее подготовленных речевых сообщений, а полноценный синтез речи по тексту, например, зачитывание сообщений, полученных по цифровому каналу с земли, с других ЛА или зачитывание карт контрольных операций, выполняемых в нормальных и отказных ситуациях. Это позволит снизить нагрузку на пилота, облегчить ему работу в сложных условиях.

Синтезатор речи сложнее СВР, так как должен создавать речевой сигнал сам. Для этого необходим ряд дополнительных программных и аппаратных блоков, как показано на рис.11.45. Тем не менее, при существующей элементной базе реально выполнить такой синтезатор в виде всего одного модуля, встраиваемого в какой-нибудь из блоков бортового оборудования.

По способу создания речи синтезаторы делятся на два типа. Первый подход, известный под названием *артикуляторного синтеза*, заключается в моделировании техническими средствами речепроизводящей системы человека. Второй подход заключается в моделировании акустического сигнала как такового. Поскольку этот подход представляется на сегодняшний день более простым, он гораздо лучше изучен и практически более успешен. Внутри него выделяется два основных направления - формантный синтез по правилам и компилятивный синтез.



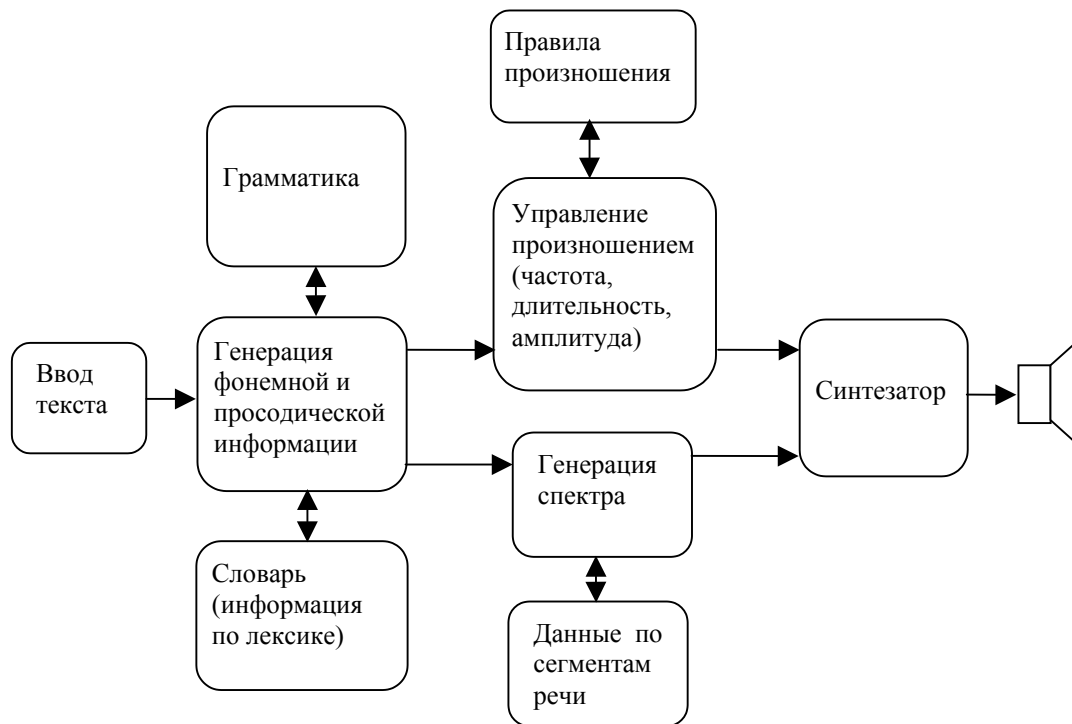


Рис.11.45. Структура синтезатора речи

При *формантном синтезе* используют возбуждающий сигнал, который проходит через цифровой фильтр, построенный на нескольких резонансах, похожих на резонансы голосового тракта. Разделение возбуждающего сигнала и передаточной функции голосового тракта составляет основу классической акустической теории речеобразования. *Компилятивный синтез* осуществляется путем склейки нужных единиц компиляции из имеющегося инвентаря. На этом принципе построено множество систем, использующих разные типы единиц и различные методы составления инвентаря. В таких системах необходимо применять обработку сигнала для приведения частоты основного тона, энергии и длительности единиц к тем, которыми должна характеризоваться синтезируемая речь. Кроме того, требуется, чтобы алгоритм обработки сигнала сглаживал разрывы в формантной структуре на границах сегментов и в спектральной структуре в целом. В системах компилятивного синтеза применяются два разных типа алгоритмов обработки сигнала: линейное предсказание (LP - Linear Prediction) и PSOLA (Pitch Synchronous Overlap and Add). LP-синтез основан в значительной степени на акустической теории речеобразования, в отличие от PSOLA-синтеза, который действует путем простого разбиения звуковой волны, составляющей единицу компиляции, на временные окна и их преобразования. Алгоритмы PSOLA позволяют добиваться хорошего сохранения естественности звучания при модификации исходной звуковой волны.

Коммерческие синтезаторы речи распространены достаточно широко. Наиболее распространенными являются системы, поставляемые в комплекте со звуковыми платами персональных компьютеров. К большинству оригинальных звуковых плат Sound Blaster прилагается система Creative Text-Assist, а вместе со звуковыми картами других производителей часто поставляется программа Mono1ogue (*First Byte*). TextAssist представляет собой реализацию формантного синтезатора по правилам и базируется на системе DECTalk (*Digital Equipment*). Программа Mono1ogue, предназначенная для озвучивания текста, находящегося в буфере обмена MS Windows, использует систему ProVoice - компилятивный синтезатор с использованием оптимального выбора режима компрессии речи и сохранения пограничных участков между звуками, разновидность TD-PSOLA. Инвентарь сегментов компиляции - смешанной размерности: сегменты - фонемы или аллофоны. *FirstByte* также предлагает рассчитанную на мощные компьютеры систему артикуляторного синтеза PrimoVox для использования в приложениях телефонии. MBR0LA - так называется система многоязычного синтеза, реализующая особый гибридный алгоритм компилятивного синтеза и работающая как под PC/Windows, так и под Sun. Впрочем, система принимает на входе цепочку фонем, а не текст, и потому не является, строго говоря, системой синтеза речи по тексту. Формантный синтезатор Tru-Voice (*Centigram Communication*) близок к описанным выше системам по архитектуре и предоставляемым возможностям. Кроме того, в этот синтезатор включен специальный препроцессор, который обеспечивает быструю подготовку для чтения сообщений, получаемых по электронной почте, факсов и баз данных.

Серийных авиационных синтезаторов речи пока не существует.

### 11.11. Тактильная сигнализация

В настоящее время тактильная сигнализация применяется очень ограниченно. Это связано с двумя причинами. Во-первых, информативная способность тактильных сигналов по сравнению с визуальными и звуковыми невелика: если с помощью визуального или речевого сообщения можно создать у пилота развернутую картину происходящего, то тактильные сигналы могут передавать только самые общие и простые сведения. Другая причина заключается в том, что по сравнению с чувствительностью визуального и слухового анализаторов чувствительность человека к тактильным сигналам невелика, поэтому различать тактильные сигналы сложно. Вследствие таких ограничений на современных самолетах тактильные сигналы используются по преимуществу для аварийной сигнализации о выходе самолета на недопустимые эксплуатационные режимы, которые могут привести, например, к разрушению конструкции самолета или сваливанию в штопор. Обычно эта сигнализация производится путем тряски штурвала (на военных самолетах - ручки управления самолета, РУС). Для этого к штурвалу/РУС подсоединяется

исполнительное устройство - электромотор или электромагнит, которое при приближении самолета к эксплуатационному пределу включается и толкает или трясет штурвал (рис.11.46). Искусственная тряска понятна пилоту без всяких комментариев, так как при выходе на предельные режимы такая же тряска возникает естественным путем, поэтому реакция на такое предупреждение следует незамедлительно.

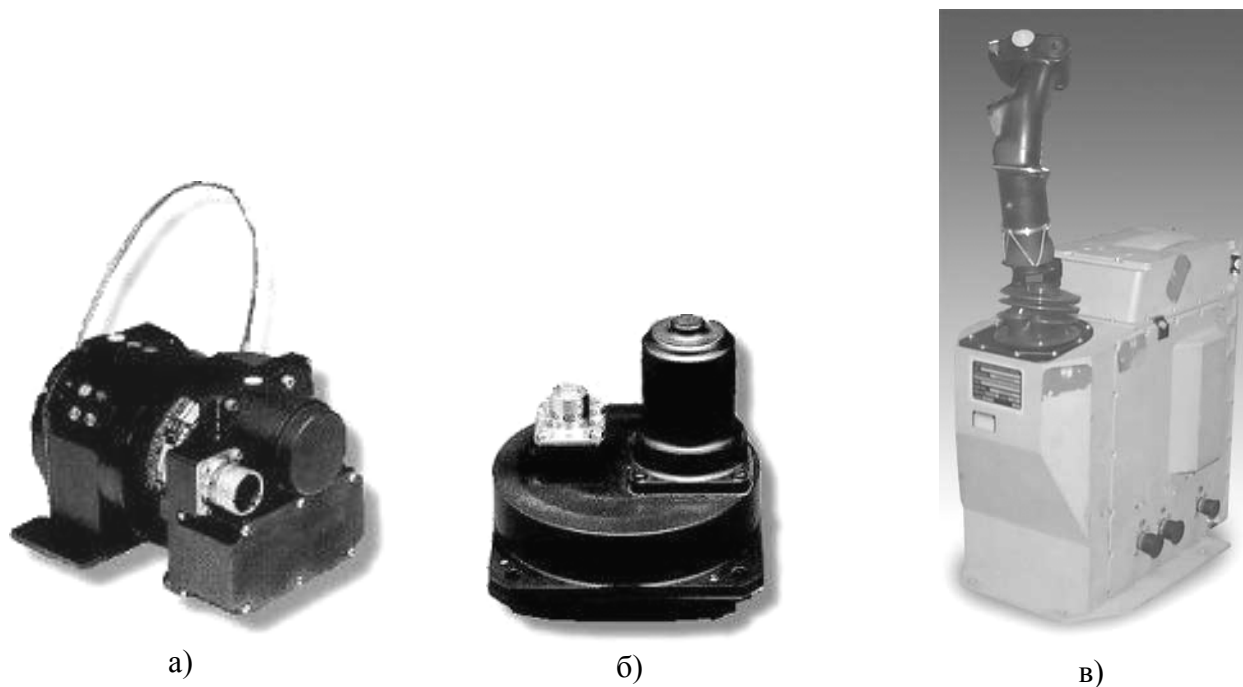


Рис.11.46. **Исполнительные устройства тактильной сигнализации:**

*а - толкатель штурвала (SFIM Inc.), б – автомат тряски ручки управления (SFIM Inc.), в – ручка управления с активной обратной связью и тактильной сигнализацией Active Pilot Inceptors (BAE Systems Avionics)*

В последнее время интерес к тактильным средствам информирования пилота существенно возрос. Это связано, в первую очередь, с тем, что на современных ЛА основной визуальный канал передачи информации пилоту уже перегружен. Кроме того, тактильная сигнализация имеет существенные достоинства, которых, например, визуальная сигнализация лишена:

- визуальные сигналы пилот видит только тогда, когда смотрит на приборную доску, а тактильная сигнализация достигает сознания пилота независимо от направления его внимания;
- тактильные воздействия оказывают сильное привлекающее действие.

Исследования, проведенные с пилотами в университете Огайо, США (Ohio State University) показали, что пилоты воспринимают на 40% больше сигналов и реагируют вдвое быстрее, если получают кроме визуальной еще и тактильную сигнализацию. Тактильные сигналы передавались с помощью вибрирующего браслета (рис.11.47). Правда, были обнаружены и некоторые ограничения: сигналы могут остаться незамеченными, если в это время пилот

манипулирует органами управления или если общий уровень вибрации в кабине велик.



Рис.11.47. Вибратор на запястье

Тактильная сигнализация может использоваться не только для предупреждения, она может существенно улучшить осознание пилотом ситуации в полете, передавая информацию не только о событии, но и о направлении. Для этого нужно соответствующим образом расположить вокруг тела пилота матрицу передающих тактильные воздействия миниатюрных элементов - *вибраторов* (tactors). Вибратор представляет собой небольшое устройство размером с пуговицу, он вибрирует при подаче на него

управляющего сигнала. Подобные устройства используются в пейджерах. Одновременная работа группы вибраторов, вшитых в костюм пилота, дает пилоту ясное, интуитивно воспринимаемое представление не только о событии, но и о направлении относительно пилота, где имеет место данное событие.

Если вибраторы включаются не одновременно, а последовательно, у пилота создается ощущение, словно кто-то чертит на теле направленную линию (рис.11.48). Это ощущение также пытаются использовать для передачи информации о направлении. Правда, в экспериментальных полетах, которые проводились университетом Пардью, США, (Purdue University School of Electrical and Computer Engineering) с помощью жилета, содержащего матрицу 3x3 вибратора, точность определения направления была невысока – около 40%.

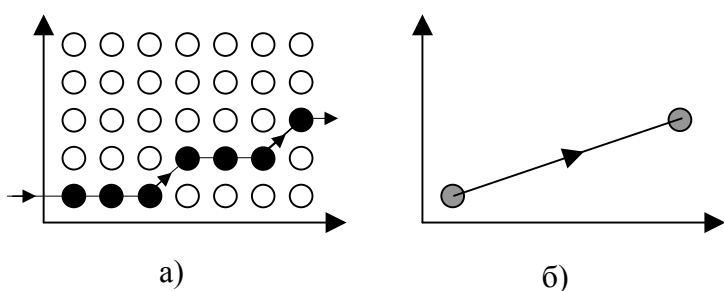


Рис.11.48. Передача информации о направлении с помощью вибраторов:

*а* – матрица вибраторов, черным отмечены последовательно включаемые вибраторы, *б* – возникающее ощущение

Тактильные ощущения могут также помочь пилоту ориентироваться в пространстве. Человек использует с этой целью три различные сенсорные системы: визуальный и вестибулярный анализаторы, а также так называемую *соматосенсорную систему* – кожно-мышечные ощущения. Благодаря совместной работе этих систем человек обычно имеет точную информацию о своем положении в пространстве. Однако в полете вестибулярная и соматосенсорная системы часто дают ошибочную информацию. Таким

образом, единственным достоверным источником остается только визуальная система. Но что произойдет, если полет происходит ночью, в облаках, в тумане или если визуальное внимание занято другими задачами? Вестибулярная и соматосенсорная системы дают уверенное, но ошибочное представление о том, где верх, где низ - возникает потеря пространственной ориентации, пилот не знает, где небо, а где земля. Последствия могут быть катастрофическими.

Решение этой проблемы может быть получено благодаря тактильной сигнализации. Например, в охлаждающий жилет, в котором летают пилоты маневренных самолетов, вшиваются вибраторы (рис.11.49).



Рис.11.49. **Тактильный жилет:**  
слева – устройство жилета,  
справа – пилот в жилете TSAS

Информация о положении ЛА от инерциальной навигационной системы поступает в вычислитель, который активирует группу вибраторов с той стороны торса пилота, с которой находится земля. Если самолет кренится вправо, работают вибраторы с правой стороны, если крен продолжается, вибрация переходит на плечи пилота. Когда самолет пикирует, вибрация возникает в грудной части жилета, когда кабрирует – на спине. Таким образом, пилот непрерывно получает истинную информацию о положении относительно земли, которая позволяет ему на интуитивном уровне поддерживать осознание пространственной ориентации ЛА. Летные испытания, проведенные лабораторией медицинских исследований ВМФ США, доказали эффективность подобного способа передачи информации пилоту. В числе прочего был проведен эксперимент, в ходе которого пилот в закрытой кабине со снятыми приборами после всего получасовой тренировки сумел выполнить комплекс фигур высшего пилотажа на спортивном самолете *T-34C Turbo-Mentor*, ориентируясь только на тактильные сигналы жилета.

Тактильный жилет или костюм может предупреждать и об опасных отклонениях от заданной траектории полета. Если ЛА отклоняется вправо, включаются правые вибраторы, если влево – левые. Если ЛА достигает предельно низкой высоты, включается вибратор в сиденье брюк пилота. Пилот инстинктивно берет ручку на себя, даже не осмысливая ситуацию. Амплитуда или частота вибрации может показывать степень опасности: чем больше отклонение, тем сильнее вибрация.

Подобная система под названием «система осознания тактической ситуации» (Tactical Situation Awareness System - TSAS) совместно разрабатывается в настоящее время ВМФ США для истребителя следующего поколения JSF и агентством NASA для космического челнока Space Shuttle.

## 11.12. Виртуальная кабина

Интерфейс пилот-ЛА до последнего времени почти целиком строился по принципу: глаз – рука, то есть пилоту подается визуальный сигнал на лампочке, светосигнальном табло или экране, на который пилот реагирует парирующим действием рук – двигает штурвал, РУД, включает кнопки и тумблеры. Напряженные условия работы пилота на современном ЛА потребовали искать пути повышения эффективности интерфейса. Одним из таких путей стала автоматизация ряда второстепенных функций, завершающаяся переходом к адаптивному интерфейсу (раздел 2.4). Другой путь - это интеллектуальная поддержка пилота в подготовке и выработке решений. Для этого пытаются создавать системы с элементами искусственного интеллекта. В качестве примера можно привести исследовательскую программу Rotorcraft Pilot's Associate, в рамках которой фирма *Boeing* создала и испытала в 1999г. на вертолете AH-64D Apache интеллектуальную информационную систему «Помощник пилота вертолета». Это программный продукт, помогающий пилоту в реальном масштабе времени в принятии решений. Система обрабатывает данные бортовых и наружных датчиков, разыскивает информацию, которая может повлиять на выполнение задания и рекомендует пилоту предпринять те или иные действия. Перед полетом в систему загружается маршрут полета с базой данных по рельефу. Но если во время задания обнаруживается угроза вертолету, система вырабатывает новый маршрут, основываясь на контексте задания: если заданием является атака, система рекомендует наилучшую позицию для боя, если это разведка – маршрут с наименьшей вероятностью обнаружения и наивысшей вероятностью засечь цель. Она также управляет связью, автоматически посылая сообщения в заданных точках. От пилота требуется только разрешение произвести передачу (переключателем или голосом).

Третий путь повышения эффективности интерфейса пилот-ЛА – это его *мультимодальность*, под которой понимают использование для передачи информации не только визуального, но и других сенсорных каналов пилота, а для передачи управляющих воздействий от пилота к ЛА – не только ручного управления, но и альтернативных способов: управления голосом, взглядом, движениями рук и головы. Выше уже рассматривались используемые для этого средства: нацеленная система индикации (глава 7 и раздел 11.8), пространственная локализация звука (раздел 11.9), тактильная сигнализация (раздел 11.10), речевая командная система (глава 10).

Развитый мультимодальный интерфейс позволяет создать виртуальную кабину. Такая кабина будет выглядеть совершенно иначе, чем существующие. В ней не будет приборов, не будет привычных органов управления - штурвала, РУД, педалей, ручек, переключателей, почти ничего, что отличало бы рабочее место пилота от кресла пассажира. Все приборы и органы управления станут частью экипировки пилота. Костюм пилота будет включать нашлемную систему индикации и разнообразные датчики. Подключив костюм к ЛА, пилот будет видеть виртуальные приборы и сможет управлять виртуальными органами управления. Движения и речевые команды пилота будут восприниматься датчиками, расположенными в костюме и в кабине. Сигналы датчиков будут интерпретироваться и соответствующие намерениям пилота управляющие воздействия будут передаваться исполнительным устройствам ЛА.

Нашлемная система индикации будет цветной, бинокулярной, с высокой разрешающей способностью и широким полем зрения, что позволит создавать виртуальную реальность. Пилот будет видеть объемную картину, которая будет изменяться в соответствии с положением его головы и направлением взгляда. Так как эта картина будет создаваться программным путем, она легко может адаптироваться к типу ЛА, решаемой задаче, фазе полета и даже личным предпочтениям пилота. В виртуальной кабине будут появляться по мере надобности и исчезать нужные приборы и органы управления. Например, на посадке уже не нужна навигационная информация и она будет убираться, освобождая поле зрения. Появится возможность изменять способ представления информации прямо в полете, например, на важных фазах полета высотомер, вариометр и указатель скорости могут увеличиться в размерах, чтобы их было лучше видно и можно было точнее выдерживать параметры полета.

Пилот будет видеть и сможет двигать несуществующие ручки, нажимать кнопки, поворачивать несуществующий штурвал, при этом костюм будет оказывать на руки и тело пилота тактильные воздействия, имитирующие ощущения держания и нажимания этих органов управления, так что пилот сможет их не только видеть, но и чувствовать. Сами органы управления тоже могут измениться, так как виртуальная реальность позволяет создавать такие органы управления, которые сложно или невозможно выполнить технически.

Датчики виртуальной реальности позволят пилоту видеть гораздо больше, чем он способен увидеть из реальной кабины, например, они позволят смотреть сквозь конструкцию ЛА, как если бы она была прозрачная, и видеть, что происходит под или над ним.

Виртуальная реальность не обязательно означает подмену внешнего мира искусственным. Изображения приборов и органов управления могут накладываться на окружающее пространство, как это делается в ИЛС и нашлемных системах индикации. Однако возможно, что всякое видение вне шлема на боевых ЛА во время боевых действий будет исключено. Противник

может применять направленное высокоэнергетическое оружие (лазеры), которое способно повредить зрение пилота. Это вынуждает делать кабину или шлем затемняемыми, чтобы никакой свет снаружи туда не проникал. Тогда изображение внешнего пространства будет передаваться в шлем от бортовых сенсоров.

Нарисованная картина выглядит довольно футуристично, но уже сегодня несколько исследовательских центров работают над реализацией подобных проектов. Одна из программ создания виртуальной кабины - *Virtual Cockpit Optimisation Program*, она проводится армией США в интересах пилотов вертолетов и уже в 2003г. должна быть опробована на вертолете UH-60. Эта виртуальная кабина использует 5 основных технологий, о которых уже шла речь выше: НСИ с построением изображения на сетчатке глаза фирмы *Microvision*, трехмерный звук, распознавание речи, тактильную систему TSAS и интеллектуальную информационную систему «Помощник пилота вертолета». Цель программы – уменьшить мыслительную работу пилота. Это достигается двумя путями. Используются интуитивные способности человека, которые позволят сделать выполнение боевой задачи не сложнее прогулки (когда мы ходим, мы не думаем: левая нога, правая нога – это делается интуитивно). Другой путь разгрузки пилота - интеллектуальное упорядочение информации.



## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

### *К главе 1*

1. Ключев Г.И. и др. Авиационные приборы и системы.- Ульяновск, УлГТУ, 2000.- 343 с.
2. Авиация. Энциклопедия. - М.: Большая Российская энциклопедия, 1994.- 736 с.
3. Справочник пилота и штурмана Гражданской авиации/ Под ред. Васина И.Ф.- М.: Транспорт, 1988.-319с.
4. Радиотехнические системы /Под ред. Ю.М.Казаринова.- М.: Высшая школа, 1990.-496с.
5. Липин А.В. Комплексная система пилотажно-навигационного оборудования самолета ТУ-204. Часть I: Учебное пособие.- Л.: ОЛАГА, 1991.- 60с.
6. Ту-204. Руководство по технической эксплуатации. Раздел 144. КСПНО-204. 144.00.00.
7. Ефанов В. Глобальные спутниковые системы: есть ли альтернатива?// Мир авионики. - 1999. - №7. - С.30-42.
8. Ackland J.,Imrich T.,Murphy T. Global navigation satellite system// Aero magazine.- 2003.- №21.- С.3-10.
9. Межгосударственная радионавигационная программа государств-участников Содружества Независимых Государств на 2001-2005 годы (Концепция развития радионавигационных систем). Утверждена 16 марта 2001 года.

### *К главе 2*

10. Основы инженерной психологии/ Под ред. Б.Ф.Ломова. - М.: Высш.шк., 1986.- 448 с.
11. Боднер В.А. Оператор и летательный аппарат. М.: Машиностроение, 1976.- 224 с.
12. Красовский А.А. Основы теории авиационных тренажеров.- М.: Машиностроение, 1995.- 304 с.
13. Преснухин А.Н., Шахнов В.А.. Конструирование электронно-вычислительных машин и систем.- М.: Высшая школа, 1990.
14. Смоляров А.М. Системы отображения информации и инженерная психология.- М.: Высшая школа, 1982.
15. РЭО-ГА-ЭТ. Руководство по эргономическому обеспечению гражданской авиации. Книга 2. Эргономические требования к образцам авиационной техники гражданской авиации.
16. РЭО-80-АТ-II. Руководство по эргономическому обеспечению создания и эксплуатации авиационной техники. Книга 3-II. Эргономическое обеспечение проектирования авиационной техники.
17. Helmet-Mounted Displays: Design Issues for Rotary-Wing Aircraft/ Под ред. Rash C.E.- SPIE Publications, 2001 (<http://www.usaarl.army.mil/hmdbContext/>)
18. Keller K., Colucci D. Perception in HMDs: What Is It in Head-Mounted Displays That Really Make Them All So Terrible?// Proc. SPIE Helmet- and Head-Mounted Displays III, vol.3362.-1998.- С.46-53.
19. AC 25-11. Federal Aviation Administration Advisory Circular. Transport Category Airplane. Electronic Display Systems.

20. Arthur K.W. Effects of field of view on task performance with head mounted displays// CHI'96 Proceedings on Human Factors and Computing Systems.- NY: ACM, 1996. (<http://www.cs.unc.edu/~arthur/diss/final.pdf>).
21. Learmount D. Data overload// Flight International.- 2000.- Vol.157, №4718.- C.36.
22. Evans D. Safety in Avionics// Aviation Today.- 2000.-№3.
23. Development of Human Factors Guidelines for advanced traveler. Literature review. FHWA-RD-95-153 (<http://www.fhwa.dot.gov/tfhrc/safety/pubs/95153/>)
24. The Encyclopedia of Virtual Environments (<http://www.hitl.washington.edu/scivw/EVE>)
25. Tidwell M. A Virtual Retinal Display For Augmenting Ambient Visual Environments.- Seattle: University of Washington, 1995. (<http://www.hitl.washington.edu/publications/tidwell/>)
26. Youngblut C., Johnson R. E., Nash S. H., Wienclaw R. A., Will C. A. Review of Virtual Environment Interface Technology. IDA Paper P-3186.- Institute for Defense Analysis, 1996.- 198c. (<http://www.hitl.washington.edu/scivw/scivw-ftp/publications/IDA-pdf>)
27. Snow M.P., Jackson T.W., Meyer F.M., Reising J.M., Hopper D.G. The AMLCD cockpit: promise and payoffs// Proc. SPIE Cockpit Displays VI: Displays for Defense Applications, vol.3690.-1999.- C.1-12.
28. Meehan J.W. Advanced Display Technologies: What Have We Lost?// Human Systems IAC GATEWAY. - 2001. - Vol.XII,№3. - C.13-15.
29. Endsley M. Situation awareness, automation, and decision support: designing for the future// Human Systems IAC GATEWAY. - 1998. - Vol.IX,№1. - C.11-13.
30. Riley V. What avionics engineers should know about pilots and automation// IEEE Systems Magazine.- 1996.-May. - C.3-8.
31. Mulgund S.S., Rinkus G., Illgen C., Zacharias G.L. Situation awareness modeling and pilot state estimation for tactical cockpit interfaces// Design of Computing Systems: Social and Ergonomic Considerations/ Под ред. M.J.Smith, G. Salvendy, R.J.Koubek.- Amsterdam: Elsevier, 1997.- C.487-490.
32. Mulgund S.S., Zacharias G.L. A situation-driven adaptive pilot/vehicle interface// Proceedings of the Third Annual Symposium on Human Interaction with Complex Systems - HICS '96, Dayton, Ohio, USA, August 25-28, 1996.- Los Alamitos: IEEE Computer Society Press, 1996.- C.193-198.
33. Ritter R.D. Pilot error in automated systems shown by altitude deviation reports// 12th AIAA/IEE digital avionics systems conference (Oct. 1993), Fort Worth, 1993.- C.60-65.
34. Wickens C. D. Imperfect and unreliable automation and its implications for attention allocation, information access and situation awareness. Technical Report ARL-00-10/NASA-00-2.-University of Illinois, 2000, 27 c. (<http://www.aviation.uiuc.edu/new/html/ARL/TechPdf/00-10.pdf>)
35. Ahlstrom V., Longo K. Human factors design guide update: a revision to chapter 8-Computer human interface guidelines (Report DOT/FAA/CT-01/08). Atlantic City International Airport: Federal Aviation Administration William J. Hughes Technical Center, 2001.- 58 c. ([http://www.hf.faa.gov/docs/hfdg\\_ch\\_5\\_update.pdf](http://www.hf.faa.gov/docs/hfdg_ch_5_update.pdf)).
36. Tufte E.R. Visual Design of the User Interface.- N.Y.: IBM Corporation, 1989.
37. Defence Standard 00-25 (Part 7). Human factors for designers of equipment. Part 7: visual displays.

### ***К главе 3***

38. Матов В.И. и др. Бортовые цифровые вычислительные машины и системы. - М.: Высшая школа, 1988.-216 с.
39. Алиев Т.М., Тер-Хачатуров А.А. Измерительная техника. - М.: Высшая школа, 1991.- 384 с.
40. Большая энциклопедия транспорта.Том 2.Авиационный транспорт.- М.: Машиностроение, 1995.- 400 с.
41. Глазунов Л.П. и др. Основы надежности автоматических систем управления. – Л.: Энергоатомиздат, 1984.- 208 с.
42. ОСТ 1 00132-97. Надежность изделий авиационной техники. Методы количественного анализа безотказности функциональных систем при проектировании самолетов и вертолетов.
43. Ефанов В. Авионика 98: проблемы третьего тысячелетия и повседневные заботы// Мир авионики.- 1998.-№4.- С.44.
44. Штрик А.А. Производительность однородных многопроцессорных комплексов с общей памятью// Управляющие системы и машины.-1978.- №3.
45. Кинкулькин А.М., Левшин В.Л. Конфигурируемые процессоры// ComputerWorld.- 1997.-№36.
46. DeHon A. The Density Advantage of Configurable Computing// Computer.- 2000.- Vol.33, №4.- С.41-49.
47. Хвощ С.Т., Луковкин А.В. Применение шины CAN-BUS в распределенных системах сбора и обработки информации в реальном масштабе времени// Мир авионики.- 2000.- №3.

### ***К главе 4***

48. ГОСТ 26016-81. Единая система стандартов приборостроения. Интерфейсы, признаки классификации и общие требования.
49. Мячев А.А. Мини- и микроЭВМ систем обработки информации. -М.: Энергоатомиздат, 1991.- 304 с.
50. ОСТ 11 0553-88. Микросхемы интегральные серии 1806 (Н1806ВМ2). Руководство по применению.
51. ГОСТ 18977-79. Комплексы бортового оборудования самолетов и вертолетов. Типы функциональных связей. Виды и уровни электрических сигналов.
52. ARINC 429. Mark 33 Digital Information Transfer System.
53. РТМ 1495-75 (с изм.3). Обмен информацией двуполярным кодом в оборудовании летательных аппаратов.
54. ГОСТ 26765.52-87. Интерфейс магистральный последовательный системы электронных модулей.
55. Компьютерные сети: Учебный курс. – М.:Изд.отдел «Русская редакция TOO Channel Training Ltd», 1998.
56. ARINC 664. Aircraft Data Network (Part 1 - Part 5).
57. Adams C. A3XX headlong into Ethernet technology// Avionics Magazine.- 2000.- Vol.24, №10 – С.64-67.
58. Rydell E.E. Avionics "backbone" interconnection for busing in the backplane: advantages of serial busing// 13th AIAA/IEEE Digital Avionics Systems Conference. - NY: IEEE New York, 1994.- С.17-20.
59. К. Эрглис. Открытые модульные многопроцессорные информационно-измерительно- управляющие системы// Открытые системы.- 1995.- №1- С.57.

60. IEEE Std 1596-1992. Standard for Scalable Coherent Interface.
61. Уоррен Э., Кьюфо К. Кто победит на рынке архитектур коммутации?// Мир компьютерной автоматизации.- 2002.-№3- С.17-40.

### ***К главе 5***

62. Денисов В.Г., Онищенко В.Ф. Инженерная психология в авиации и космонавтике.- М.: Машиностроение, 1972.- 316 с.
63. Агеев В.М., Павлова Н.В. Приборные комплексы летательных аппаратов и их проектирование.- М.: Машиностроение, 1990.- 432 с.
64. Липин А.В. Комплексная система пилотажно-навигационного оборудования самолета ТУ-204. Часть II: Учебное пособие.- Л.: ОЛАГА, 1992.- 109 с.
65. Система сигнализации комплексная информационная КИСС-1-9 версия СПО №2. Руководство по технической эксплуатации КИВШ.461274.002-01 РЭ. УКБП, 2001.
66. Система электронной индикации СЭИ-85Е. Руководство по технической эксплуатации КИВШ.461274.013-01РЭ. УКБП, 2000.
67. Система электронной индикации и сигнализации комплексная КСЭИС-85МВЛ. Руководство по технической эксплуатации 6Э3.038.035 РЭ. УКБП, 1994.
68. Система электронной индикации и сигнализации комплексная КСЭИС-85-100. Руководство по технической эксплуатации КИВШ.461274.012 РЭ. УКБП, 2002.
69. Post D.L., Task H.L. Visual display technology// International Encyclopedia of Ergonomics and Human Factors.- London: Taylor & Francis, 2001 – С.850-855.

### ***К главе 6***

70. Парамонов П.П., Ган М.А., Суслов В.Д., Айвазян С.А., Эфрос А.И. Широкоугольные оптические системы для индикаторов «на лобовом стекле»// Датчики и системы.- 2001.-№8.- С.4-7.
71. Wiley J. Corporate cockpits switch to huds as prices come down and capabilities grow// Aviation Week's show news online. - 1998.- september 7 (<http://www.awgnet.com/shownews/day1/hardwr10.htm>)
72. Jane's Avionics 1999/ Под ред. Johnson C.- Jane's Information Group, 1999.
73. Todd J.R., Hay J.A., Wallace W.L., Summers L.G. Enhanced/synthetic vision for transport aircraft// 12th AIAA/IEEE Digital Avionics Systems Conference.- NY: IEEE New York, 1993.- С.21-26.
74. Wisely P.L. The design of wide angle head up displays// 13th AIAA/IEEE Digital Avionics Systems Conference. - NY: IEEE New York, 1994.- С.608-619.
75. Bartlett C.T.,Cameron A.A. Head-Up and Helmet-Mounted Displays// Human Systems IAC GATEWAY. - 2000. - Vol.XI,№4. - С.12-15.
76. Gerold A. Runway Incursions: the threat on the ground// Avionics Magazine.- 2001.- Vol.25, №4.- С.16-19.
77. Kielgaard. C. Preventing Incursions// Flight International.- 2000.- Vol.158, №4754.- С.34-35.
78. Tisdale G., Billings M. Tomorrow's HUD// Flight Deck International.- 2001.- February.- С.201-204.

## **К главе 7**

79. Klymenko V., Rash C.E. Human Performance with New Helmet-Mounted Display Designs// Human Systems IAC GATEWAY. - 1995. - Vol.VI, №4. - С.1-4.
80. Helmet-Mounted Displays: Design Issues for Rotary-Wing Aircraft/ Под ред. Rash C.E.- SPIE Publications, 2001 (<http://www.usaarl.army.mil/hmdbook/>)
81. Military monitors// Flight International.- 2000.- Vol.157, №4709. - С.59.
82. Pilot's perspective// A Flight International supplement 5-11 september 2000.- С.39-40.
83. King P. Integration of Helmet-Mounted Displays into Tactical Aircraft// SID 95 digest.- 1995.- С. 663. (<http://www.sid.org/sid95pdf/29-4x.pdf>)
84. Mulder A. Human Movement Tracking Technology. Technical Report 94-1, Simon Fraser University School of Kinesiology, 1994. (<http://www.cs.sfu.ca/~amulder/personal/vmi/HMTT.pub.pdf>)
85. Warwick G. Head start// Flight International.-2000.- Vol.158, №4748.- С.38-39.
86. Sherman R. The US Army's Virtual cockpit// Avionics Magazine.- 2001.- Vol.25, №3.- С.25-27.
87. Kollin, J. A retinal display for virtual-environment applications// SID Proceedings.- 1993.- Vol. XXIV.- С.827.
88. Johnston, R. S., and Willey, S. R. Development of a commercial retinal scanning display // Proceedings of SPIE. Helmet- and Head-Mounted Displays and Symbolology Design Requirements II.- 1995.- Vol. 2465.- С.2-13.
89. Proctor P. Retinal displays portend synthetic vision, HUD advances// Aviation Week and Space Technology.- 1996.- July 15.- С.58.
90. Viirre E., Pryor H., Nagata S., Furness T.A. The Virtual Retinal Display: A New Technology for Virtual Reality and Augmented Vision in Medicine// В кн. Proceedings of Medicine Meets Virtual Reality, Amsterdam: IOS Press and Ohmsha 1998.- С.252-257.
91. Whiston S. HMDs Take a New Turn// COTS Journal.- 2001.-July.- С.50-54.
92. Lieberman D. Display diversity clouds next-gen HMD picture// COTS Journal.- 2001.- July.- С.44-48.
93. Lieberman D. HMDs cope with human factors// COTS Journal.- 2001.- September.- С.62-66.
94. Jane's Avionics 1999/ Под ред. Johnson C.- Jane's Information Group, 1999.
95. Авиация и космонавтика Украины. Мультимедийная энциклопедия.- Укрaviaпром, 2000
96. Фомин А. СУ-27. История истребителя.- М., «РА Интервестник», 1999.
97. Бузанов В. В арсенале у ЦКБ «Арсенал»// Авиапанорама.- 1999.- №5.- С.20.
98. Rolland J.P., Baillot Y., Goon A.A. A Survey of tracking technology for virtual environments// В кн. Augmented Reality and Wearable Computers/ Под ред. Barfield, Caudell.- NJ: Mahwah, 2000. ([http://www.ait.nrl.navy.mil/vrlab/papers/bk\\_Tracking00.PDF](http://www.ait.nrl.navy.mil/vrlab/papers/bk_Tracking00.PDF))
99. Cameron A. A. Integrated Night Vision in Helmet-mounted Displays // GEC review.- 1999.- №1.-С.8-19.

## **К главе 9**

100. Галунов В.И., Кутуков Г.П., Матюнин С.Н. Состояние исследований в области речевых технологий и задачи, выдвигаемые государственными

заказчиками // Современные речевые технологии.- М., 1999.  
([http://www.auditech.ru/Doc\\_gal.doc](http://www.auditech.ru/Doc_gal.doc))

101. Nelson W.T., Bolia R.S., McKinley R.L., Chelette T.L., Tripp L.D., Esken R. Localization of virtual auditory cues in a high +Gz environment// Proceedings of the Human Factors and Ergonomics Society 42nd Annual Meeting.- 1998.- С.97-101.

102. Системы понимания естественного языка// Курс лекций по дисциплине «Системы искусственного интеллекта» ([www.mari-el.ru/mmlab/home/AI/10/](http://www.mari-el.ru/mmlab/home/AI/10/))

103. Survey of the state of the art in human language technology/ Под ред. R.Cole.- Cambridge University Press and Giardini, 1997.- 526 с.  
(<http://www.dfki.de/~hansu/HLT-Survey.pdf>)

104. Warwick G. Head start//Flight International.- 2000.- Vol.158, №4748.- С.38-39.

105. Sherman R.. The US Army's Virtual cockpit// Avionics Magazine.- 2001.- Vol.25, №3.- С.25-27.

106. Shilling R.D., Letowski T., Storms R. Spatial Auditory Displays for Use within Attack Rotary Wing Aircraft // Proceedings of the International Conference on Auditory Displays.- Atlanta: GA, 2000.

107. Vennonen K. Spatial sound - an overview  
(<http://www.anu.edu.au/ITA/ACAT/Ambisonic/spatialoverview.html>)

## ***К главе 10***

108. Alternative Control Technologies: Human Factors Issues (отчет НАТО №RTO-EN-3 AC/323(HFM)TP/I).- Canada Communication Group Inc., Hull, Canada.- 1998.- 118с. (<http://www.rta.nato.int/Rdp.asp?RDP=RTO-EN-003>)

109. Picone J.W. Signal Modeling Techniques in Speech Recognition// Proceedings of the IEEE.- 1993.-Vol. 81, №9.- С.1214-1247.

110. Мазуренко И.Л. Компьютерные системы распознавания речи// Интеллектуальные системы.- 1998.- Т.3, вып.1-2.

111. Shneiderman B. The limits of speech recognition// Communications of the ACM.-2000.- Vol.43, №9.- С.63-65.

112. Williamson D.T. Robust Speech Recognition Interface to the Electronic Crewmember: Progress and Challenges / Proceedings of 4th Human-Electronic Crewmember Workshop.- Kreuth, 1997 (<http://www.voxware.com/news/white/ov10.pdf>).

113. Frankel J., King S. Articulatory Speech Recognition // Proc. of 7th European conference on speech communication and technology «Eurospeech 2001 – Scandinavia».-Vol.1.-С.595-598. (<http://www.cstr.ed.ac.uk/pubs/recent/>)

114. Chan M.T. Hmm-based audio-visual speech recognition integrating geometric- and appearance-based visual features// Proc. of IEEE workshop on multimedia signal processing.- Cannes, 2001. – С.9-14.

115. Steeneken H.J.M., Hansen J.H.L.Speech Under Stress Conditions: Overview of the effect of speech production and on System Performance// IEEE ICASSP-99: Inter. Conf. on Acoustics, Speech, and Signal Processing,vol.4. Phoenix, 1999.- С.2079-2082.

116. Семёнов Н.Н. Применение технологий дикторнезависимого распознавания речи для предоставления интеллектуальных услуг на сетях общего пользования// Доклад на 1-й Международной конференции «Пути создания Интеллектуальной мультисервисной сети связи в составе российской инфотелекоммуникационной инфраструктуры» 26-28.06.2001  
(<http://www.protei.ru/teor/comptel/rasprechi.html>).

117. Chan A.D.C, Englehart K., Hudgins B., Lovely D.F. Myoelectric Signals to Augment Speech Recognition // Medical and Biological Engineering & Computing.- 2001.- №39(4).- C.500-506.

118. Swail C., Kobierski R. Direct Voice Input for Control of an Avionics Management System // Proc. of the American Helicopter Society 53rd Annual Forum.- Virginia, 1997.- C.109-115.

119. Survey of the state of the art in human language technology/ Под ред. R.Cole.- Cambridge University Press and Giardini, 1997.- C.1-21.

### ***К главе 11***

120. Hopper D.G. 1000 X difference between current displays and capability of human visual system// Proc. SPIE 4022. Cockpit Displays VII: Displays for Defense Applications/ под ред. Hopper D.G. - SPIE Publications.- 2000.- C.378-389.

121. Kalmanash M.H. Advances in avionics head-down display technology// Human Systems IAC GATEWAY. - 2000. - Vol.XI, №4. - C.6-8.

122. Ouellette J. Digital Displays with Micromirror Devices// The Industrial Physicist.- 1997.- №6.- C.9-11.

123. Runion K. Advanced graphic processors// 12th AIAA/IEEE Digital Avionics Systems Conference.- NY: IEEE New York, 1993.- C.394-399

124. ASSC/330/6/1. Guidance on open systems for avionics, 2000 (<http://www.era.co.uk/assc/>)

125. Wilson J.R. Avionics: the commercial route can prove to be a bumpy road// Military&Aerospace Electronics.- 2000.- Vol.11, Issue 4.

126. Rupert A. Which Way is Down? //Naval Aviation News.- 1997.- March-April.- c.16-17.

127. George F. Introducing Primus Epic // Business & Commercial Aviation.- 1996.-November.- C.116-120.

128. Holahan J. LCDs, Mice on the Flight Deck! // Aviation International News.- 1996.- November.- C.56-58.

129. Trautvetter C. Next-century avionics // Professional Pilot.- 1996.- November.- C.96-102.

130. Norris G. Flying smart // Flight International - 2000.- Vol.157, №4718.- C.34-35.

131. Warwick G. Displaying progress // Flight International.- Vol.157, №4718.- C.32-33.

132. Hess C. Fine tuning the flightdeck // Flug Revue.- 1999.- №2.- C.78.

133. Sherman R. The US Army's Virtual cockpit // Avionics Magazine.- 2001.- Vol.25, №3.- C.25-27.

134. Barrows A.K., Alter K.W., Enge P., Parkinson B.W., Powell J.D. Operational Experience with and Improvements to a Tunnel-in-the-Sky Display for Light Aircraft // Proceedings of ION GPS-97.- 1997.- C.791-799.

135. Wickens C., Olmos O., Chudy A., Davenport, C. Aviation Display Support For Situation Awareness. Research Report ARL-97-10/LOGICON-97-2.- 1997. ([www.aviation.uiuc.edu/new/html/ARL/TechPdf/97-10.pdf](http://www.aviation.uiuc.edu/new/html/ARL/TechPdf/97-10.pdf))

136. Adams C. Making flying EASy // Avionics Magazine.- 2002.- Vol.26, №2.- C.35-42.

137. NetJets flies with Falcon 2000EX in fractional deal// Flight International.- 2001.- Vol.159, №4777.- C.22.

138. Асмаков С. Мерная поступь OLED-дисплеев// Компьютер-пресс.- 2003.- №7.- C.123-128.

## СОКРАЩЕНИЯ

АЛУ	арифметическо-логическое устройство
АРК	автоматический радиокompас
АСУУ	система повышения устойчивости и управляемости
АЦП	аналого-цифровой преобразователь
БИНС	бортовая инерциальная навигационная система
БИС	бортовая информационная система
БО	бортовое оборудование
БЦВМ	бортовая цифровая вычислительная машина
ВЗУ	внешнее запоминающее устройство
ВОЛС	волоконно-оптическая линия связи
ВПП	взлетно-посадочная полоса
ВСС	вычислительная система самолетовождения
ВСУ	вспомогательная силовая установка
ВСУП	вычислительная система управления полетом
ВСУТ	вычислительная система управления тягой
ДЗУ	долговременное запоминающее устройство
ЖКИ	жидкокристаллический индикатор
ИЛС	индикатор на лобовом стекле
ИЭЛТ	индикатор на электронно-лучевой трубке
КИНО	комплексный индикатор навигационной обстановки
КИСС	комплексная информационная система сигнализации
КЛС	кодовая линия связи
КПИ	комплексный пилотажный индикатор
КПО	контрольный перечень операций
КСЭИС	комплексная система электронной индикации и сигнализации
КУР	курсовой угол радиостанции
ЛА	летательный аппарат
МКИО	мультиплексный канал информационного обмена
МНРЛС	метеонавигационная радиолокационная станция
МСРП	многоканальная система регистрации параметров полета
МФПУ	многофункциональный пульт управления
НСИ	нашлемная система индикации
ОЗУ	оперативное запоминающее устройство
ПДП	прямой доступ к памяти
ПЗУ	постоянное запоминающее устройство
ППЗУ	перепрограммируемое запоминающее устройство
РКС	речевая командная система
РЛЭ	руководство по летной эксплуатации
РСБН	радиотехническая система ближней навигации
РУД	ручка управления двигателя
СВР	средства воспроизведения речи
СВС	система воздушных сигналов
СНС	спутниковая навигационная система
СОИ	средства отображения информации
СПИ	система преобразования информации
СПКР	система предупреждения критических режимов
СПО	специальное программное обеспечение
СППЗ	система предупреждения приближения земли



СПС	система сигнализации и предупреждения столкновений
ССЛО	система сбора и локализации отказов
СЭИ	система электронной индикации
СЭС	система электроснабжения
УВВ	устройство ввода-вывода
УВД	управление воздушным движением
ЦВМ	цифровая вычислительная машина
ЭЛТ	электронно-лучевая трубка
ЭП	электронный планшет
ЯК	ячейка контроля
AMLCD	жидкокристаллический индикатор с активной матрицей
DME	радиодальномер
EGPWS	усовершенствованная система предупреждения приближения земли
ILS	инструментальная система посадки
MLS	микроволновая система посадки
RISC	компьютер с сокращенным набором команд
VOR	система радионавигации

# ОГЛАВЛЕНИЕ

<b>Предисловие</b>	3
<b>Глава 1. Состав и структура бортового оборудования</b>	4
1.1. Системы первичной информации	5
1.2. Радионавигационные системы	7
1.3. Радиосвязные системы	19
1.4. Системы автоматического пилотирования	24
1.5. Бортовые информационные системы	29
1.6. Прочие пилотажно-навигационные системы	34
1.7. Состав и структура авионики пассажирского самолета	36
1.8. Авионика военных самолетов	39
<b>Глава 2. Интерфейс пилот-ЛА</b>	41
2.1. Возможности и ограничения пилота	42
2.2. Оборудование кабины экипажа	55
2.3. Принципы проектирования интерфейса пилот - ЛА	60
2.4. Адаптивный интерфейс	65
2.5. Принципы представления информации в бортовых информационных системах	68
2.6. Уроки практического применения бортовых информационных систем	76
<b>Глава 3. Проектирование бортовых информационных систем</b>	80
3.1. Выбор параметров измерителей/преобразователей	81
3.2. Представление информации в БЦВМ	90
3.3. Состав БЦВМ	92
3.4. Типы цифровых вычислительных машин	95
3.5. Способы проектирования систем с БЦВМ	113
3.6. Надежность бортовых информационных систем	115
3.7. Методы и средства контроля работоспособности	131
<b>Глава 4. Интерфейсы бортовых систем</b>	140
4.1. Виды интерфейсов	143
4.2. Общие сведения о сетях	149
4.3. Внутренняя магистраль БЦВМ	158
4.4. Интерфейсы для связи с датчиками	171
4.5. Обмен дуплексным кодом по ARINC 429	173
4.6. Мультиплексный канал MIL-STD-1553B	178
4.7. Fibre Channel	186
4.8. Бортовая сеть Ethernet	194
4.9. Масштабируемый интерфейс	200

<b>Глава 5. Индикация на приборной доске</b>	206
5.1. Компоновка приборных досок	207
5.2. Способы индикации информации	210
5.3. Характеристики индикаторов	224
5.4. Система преобразования аналоговой и дискретной информации СПАДИ-4	239
5.5. Комплексная информационная система сигнализации КИСС-1	251
5.6. Система электронной индикации СЭИ-85	274
5.7. Комплексная система электронной индикации и сигнализации КСЭИС-85	283
5.8. Жидкокристаллические индикаторы	298
<b>Глава 6. Индикация на лобовом стекле</b>	308
6.1. Системы индикации на лобовом стекле для военных ЛА	309
6.2. Системы индикации на лобовом стекле для гражданских самолетов	317
6.3. Системы управления движением на аэродроме	322
6.4. Перспективы ИЛС	326
<b>Глава 7. Нашлемные системы индикации</b>	329
7.1. Функции нашлемной системы индикации	330
7.2. Состав и разновидности нашлемной системы индикации	332
7.3. Характеристики нашлемных систем индикации	348
<b>Глава 8. Электронные планшеты</b>	355
<b>Глава 9. Звуковая сигнализация и речевое оповещение</b>	367
<b>Глава 10. Речевые командные системы</b>	375
10.1. Состав и структура системы	376
10.2. Внутреннее устройство	377
10.3. Характеристики	397
10.4. Вредные факторы	400
10.5. Ограничения	406
10.6. Современное состояние	410
<b>Глава 11. Тенденции развития бортовых информационных систем</b>	416
11.1. Перспективные индикаторы	418
11.2. Перспективные технологии индикации	424
11.3. Новые форматы изображения	446
11.4. Перспективные генераторы символов	454
11.5. Новые способы управления	458
11.6. Модульная авионика	462
11.7. Открытые системы	471
11.8. Индикация на сетчатке глаза	479
11.9. Пространственная локализация звука	482

11.10. Синтезаторы речи	484
11.11. Тактильная сигнализация	486
11.12. Виртуальная кабина	490
<b>Список литературы</b>	<b>493</b>
<b>Сокращения</b>	<b>500</b>

Учебное издание  
КУЧЕРЯВЫЙ Андрей Аксентьевич

**Бортовые информационные системы**  
*Курс лекций*  
*под ред. В.А. Мишина и Г.И. Клюева*

Подписано в печать . Формат 70x108/16 . Бумага типографская.  
Усл.печ.л. . Уч.изд.л. . Тираж 500 экз. (1 завод – 150 экз.) Заказ .

Ульяновский государственный технический университет,  
432027, Ульяновск, Сев.Венец, 32.

Типография УлГТУ, 432027, Ульяновск, Сев.Венец, 32.