

ФЕДЕРАЛЬНОЕ АГЕНТСТВО ВОЗДУШНОГО ТРАНСПОРТА
(РОСАВИАЦИЯ)

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ БЮДЖЕТНОЕ
ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
«МОСКОВСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ ТЕХНИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ» (МГТУ ГА)

Кафедра технической эксплуатации авиационных
электросистем и пилотажно-навигационных комплексов

С.А. Жнивин

БОРТОВЫЕ ЦИФРОВЫЕ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНЫЕ УСТРОЙСТВА

Учебное пособие

*Утверждено редакционно-
издательским советом МГТУ ГА
в качестве учебного пособия*

Москва
ИД Академии Жуковского
2024

УДК 004.3:629.7
ББК 052-057
Ж77

Печатается по решению редакционно-издательского совета
Московского государственного технического университета ГА

Рецензенты:

Демченко А.Г. (МГТУ ГА) – канд. техн. наук;

Ткаченко Д.П. (МАИ) – канд. техн. наук

Жнивин С.А.

Ж77 Бортовые цифровые вычислительные устройства [Текст] : учебное пособие / С.А. Жнивин. – М. : ИД Академии Жуковского, 2024. – 64 с.

ISBN 978-5-907863-44-6

В учебном пособии «Бортовые цифровые вычислительные устройства» рассматривается комплекс вопросов, характеризующих основы цифровой техники, которые определяют устройство систем и комплексов авионики современного воздушного судна.

В учебном пособии рассматриваются: системы счисления, логические цепи и шины, структура компьютера, микропроцессоры и мультиплексирование.

Учебное пособие предназначено для студентов, обучающихся по направлению подготовки 25.03.02 «ТЭАЭС и ПНК» и специальности 25.05.05 «Эксплуатация ВС и организация воздушного движения. Организация ТОиР АиРЭО ВС», изучающих дисциплину «Бортовые цифровые вычислительные устройства».

Рассмотрено и одобрено на заседаниях кафедры 30.04.2024 г. и методического совета 21.05.2024 г.

УДК 004.3:629.7

ББК 052-057

Св. тем. план 2024 г.
поз. 11

ЖНИВИН Сергей Александрович

БОРТОВЫЕ ЦИФРОВЫЕ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНЫЕ УСТРОЙСТВА

Учебное пособие

В авторской редакции

Подписано в печать 22.11.2024 г.

Формат 60x84/16 Печ. л. 4 Усл. печ. л. 3,72

Заказ № 1046/0909-УП01 Тираж 30 экз.

Московский государственный технический университет ГА
125993, Москва, Кронштадтский бульвар, д. 20

Издательский дом Академии имени Н. Е. Жуковского

125167, Москва, 8-го Марта 4-я ул., д. 6А

Тел.: (499) 755-55-43 E-mail: zakaz@itsbook.ru

ISBN 978-5-907863-44-6

© Московский государственный технический
университет гражданской авиации, 2024

Содержание

1. Понятие БЦВУ	5
Место БЦВУ в структуре авиационного бортового комплекса.....	5
Обобщенная структурная схема бортового цифрового вычислительно устройства	7
2. Протоколы передачи данных	9
Спецификация ARINC 429	9
Обзор ARINC	9
История ARINC 429	10
Характеристики кабеля	13
Характеристики передачи	14
Параметры формы сигнала	15
Формат слова	16
Четность	16
Матрица знаков/состояний	17
Данные	18
Тип данных	19
Уильямсбургский/Бакхорнский протокол	21
Идентификатор источника/получателя	21
Label (Метка/стикер).....	22
3. Центральная вычислительная система воздушного судна	23
Сведения о воздушном судне	24
Центральные вычислители	24
Работа	29
Приложение «Концентратор данных (DCA)»	30
Работа платформы IMA в случае частичных отказов.....	31
Блок – концентратор данных.....	34
Центральные системы предупредительной сигнализации	37
Функции системы предупреждения экипажа	39
Управление дисплеями	42

<i>Управление звуковыми сообщениями.....</i>	<i>43</i>
<i>Управление ЦСО.....</i>	<i>43</i>
<i>Управление текстовыми сообщениями.....</i>	<i>43</i>
<i>Блокировка предупреждений об отказах</i>	<i>44</i>
<i>Центральные системы индикации.....</i>	<i>47</i>
<i>Дисплей</i>	<i>51</i>
<i>4. Взаимодействие системы автоматического управления полетом с системой центрально вычислителя</i>	<i>58</i>
<i>Литература</i>	<i>64</i>

1. Понятие БЦВУ

1.1. Место БЦВУ в структуре авиационного бортового комплекса

Вычислительная техника в авиации применяется в первую очередь, для решения задач навигации, управления различными бортовыми системами и их контроля. Широкое внедрение вычислительной техники на борт самолета позволило освободить экипажи от выполнения ручных трудоемких вычислительных операций и автоматизировать решение сложных задач управления.

Резкий скачок в развитии авиационной техники привел к необходимости решения сложных задач управления и навигации с высокой точностью и скоростью, что вызвало необходимость совершенствования имеющихся и создание принципиально новых вычислительных средств, отвечающих требованиям современной авиационной техники. В результате в настоящее время в авиации применяются достаточно сложные по объему используемых средств вычислительные системы и комплексы.

Бортовые цифровые вычислительные устройства (БЦВУ) предназначены для решения пилотажно-навигационных задач, для обеспечения работы радио- и радиолокационных средств, отображения информации о состоянии бортовых систем и их контроля, для автоматического управления полетом и ряда других задач.

Прогресс в развитие технологии создания микроконтролеров привел к созданию больших интегральных схем и созданию микропроцессорных комплексов интегральных схем. Это позволило применять в авиационных системах управления многопроцессорные вычислительные системы с высокой надежностью и высоким быстродействием.

Структурная схема системы управления с использованием БЦВУ можно упрощенно представить в виде схемы, отображенной на рисунке 1.1.



Рис. 1.1 Структурная схема цифровых вычислителей в контуре ВС

При решении пилотажно-навигационных задач и задач управления полетом БЦВУ получает всю необходимую информацию от различных датчиков, являющихся частью бортовых систем управления. Информация от датчиков может быть представлена либо непосредственно в цифровой форме, либо в виде аналоговой величины (частоты, фаза, напряжение, ток, давление и т.д.). Аналоговая информация преобразуется в цифровую с помощью входных преобразователей «Аналог – КОД». Результаты решения, полученные в виде цифровых кодов, из процессора БЦВУ после преобразования их с помощью выходных преобразователей «КОД – Аналог» в аналоговую форму поступают на различные исполнительные устройства бортовых систем самолета.

Характерными особенностями работы БЦВУ в контуре управления самолетом являются:

- Сопряжение БЦВУ с аппаратурой иного физического характера
- Многократное повторение одних и тех же алгоритмов решения задач
- Работа в реальном масштабе времени
- Ограничение по времени реализации алгоритмов
- Необходимость в высокой надежности работы

Первая особенность состоит в том, что измеряемые датчиками физические величины – скорость, высота, углы и т.д. по своей природе являются непрерывными величинами и требуется преобразование их в цифровую форму. Преобразование осуществляется либо самими датчиками, либо с помощью преобразователей информации. Исполнительные устройства в свою очередь могут воспринимать информацию в цифровом виде, либо в виде аналоговых значений (токов, напряжений, релейных сигналов и т.д.). В последнем случае требуются преобразователи информации.

Вторая особенность заключается в том, что алгоритмы задач и советующие им программы не изменяются в процессе всего срока эксплуатации самолета. Управление осуществляется путем многократного повторения одних и тех же алгоритмов при изменяющихся исходных данных.

Третья особенность обусловлена необходимостью сохранения непрерывности управления и обеспечения высокой точности решения задач при дискретном (цифровом) характере выходной информации управления системами.

Четвертая особенность вытекает из ограниченности интервала времени, в течении которого должна быть реализована программа управления, что определяет цикл работы БЦВУ и всей системы в целом. Это накладывает определенные требования на быстродействие работы машины и влияет на точность решения задач.

Пятая особенность состоит из необходимости обеспечения высокой технической надежности БЦВУ за счет надежности элитной базы, технология изготовления машины, структурной надежности построения вычислительной системы, а также надежности программного обеспечения, которая зависит от выбора устойчивых алгоритмов управления, методов контроля правильности реализации алгоритмов и т.д.

1.2. Обобщенная структурная схема бортового цифрового вычислительно устройства

Несмотря на многообразие возможных структур в построении бортовых вычислительных устройств можно составить в общем случае обобщенную структурную схему, в которую должны быть включены все устройства, необходимые для решения любых задач управления. Обобщенная структурная схема БЦВУ представлена на рисунке 1.2

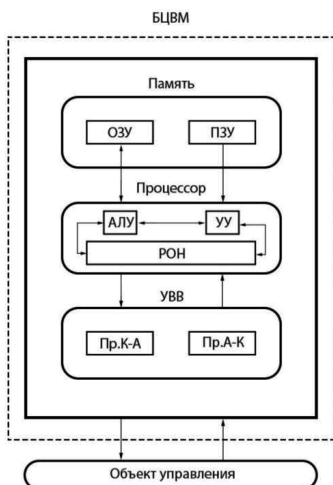


Рис.1.2 Обобщенная структурная схема БЦВУ

В состав БЦВУ входят:

- Память – состоящая из оперативно-запоминающего устройства ОЗУ и постоянного запоминающего устройства ПЗУ.
- Процессор – состоящий из арифметико-логического устройства АЛУ, устройства управления УУ и регистра общего назначения РОН.
- Устройство ввода – вывода информации – состоящая из преобразователей входной информации из аналоговой формы в цифровую (преобразователь Аналог - КОД) и преобразователя выходной информации из цифровой формы в аналоговую (преобразователь КОД - Аналог).
- Устройство ввода – вывода информации предназначено, как отмечалось ранее для связи БЦВУ с объектом управления.

Оперативное запоминающее устройство, входящее в состав общей памяти БЦВУ, предназначено для записи, хранения и считывания информации, подлежащей обработке и непосредственно используемой в процессе решения конкретной задачи. К такой информации относится, например, информация, поступающая от датчиков, промежуточных и конечные результаты решения задач и т.п.

Постоянное запоминающее устройство является специфической частью общей памяти. Особенностью ее является то, что хранимая в ней информация записывается при изготовлении ПЗУ и не меняется в ходе эксплуатации БЦВУ. Информация в ПЗУ храниться сколь угодно долго и не разрушается даже при неблагоприятных условиях эксплуатации. Поэтому этот вид памяти используется для хранения программ решения задач и констант.

Арифметико-логическое устройство процессора предназначено для выполнения арифметических логических операций над данными, представленными в двоичных кодах.

Устройство-управления процессора обеспечивает на каждом шаге выполнения программы прием, хранение и расшифровку команд, составляющих программу. При этом вырабатываются все необходимые сигналы управления вычислительным процессом.

Регистры общего назначения являются внутренней памятью процессора и используются как арифметико-логическим устройством, так и устройством управления. Наличие регистров позволяет увеличить быстродействие устройства, реализовывать дополнительные режимы работы и т.д.

2. Протоколы передачи данных

2.1. Спецификация ARINC 429

Спецификация ARINC 429 определяет стандартные требования к передаче цифровых данных между системами авионики на коммерческих самолетах. Спецификация ARINC 429 также известна как спецификация Mark 33 DITS. Уровни сигналов, временные параметры и характеристики протокола определены для простоты проектирования и передачи данных по шине цифровой системы передачи информации Mark 33 (DITS). ARINC 429 - это спецификация, написанная частным образом и разработанная для обеспечения взаимозаменяемости и интероперабельности линейных сменных устройств (LRU) в коммерческих самолетах. Производители бортового радиоэлектронного оборудования не обязаны соответствовать спецификации ARINC 429, но разработка систем бортового радиоэлектронного оборудования в соответствии с руководящими принципами проектирования обеспечивает взаимодействие между различными производителями между функциональными блоками.

2.2. Обзор ARINC

ARINC расширяется как Aeronautical Radio, Inc., частная корпорация, основанная в 1929 году, в состав которой входят авиакомпании, производители самолетов и авионики в качестве корпоративных акционеров. ARINC был разработан для разработки спецификаций и стандартов на оборудование авионики за пределами государственных органов для отечественных и зарубежных производителей. ARINC является автором и публикатором стандартов, разработанных Электронным отделом авиакомпаний Инженерный комитет (AEEC). AEEC - это международная организация по стандартизации, в состав которой входят крупнейшие авиакомпании-операторы, производители авионики и Члены ARINC.

AEEC устанавливает стандарты для оборудования и систем авионики и устанавливает отраслевые требования к стандартизации формы, посадки и функциональных возможностей изделий различных производителей.

ARINC публикует стандарты, разработанные AEEC, в виде трех типов документов

Характеристики ARINC Характеристики - это определения формы, посадки и функций бортового электронного оборудования. Эти документы относятся к конкретному оборудованию и определяют, как будет работать устройство. Характеристики серии ARINC 500 определяют более старое аналоговое оборудование авионики, в то время как документы серии ARINC

700 являются более современными и, как правило, представляют собой цифровые версии аналоговых спецификаций. Документы серии 400 представляют собой общую проектную и вспомогательную документацию для Характеристики бортового радиоэлектронного оборудования серии 500. Документы серии 600 - это общая конструкторская и вспомогательная документация для Характеристики бортового радиоэлектронного оборудования серии 700.

Спецификации используются для определения • Физической упаковки и монтажа оборудования авионики • Стандартов передачи данных • Компьютерных языков высокого уровня Спецификация ARINC 429, система цифровой передачи информации Mark 33 относится к категории технических документов

Отчеты содержат общую информацию и рекомендации по наилучшей практике для авиакомпаний. Отчеты в основном касаются процедур технического обслуживания и поддержки.

2.3. История ARINC 429

Спецификация ARINC 429 разработана на основе оригинальной спецификации цифровой связи для коммерческой авиации, спецификации ARINC 419. ARINC 419, впервые выпущенный в 1966 году и в последний раз пересмотренный в 1983 году, описывает четыре различные топологии подключения, включая последовательный интерфейс с витой экранированной парой, используемый в цифровой системе передачи данных (DADS), известная как спецификация ARINC 575 или DADS 575. Эта последовательная топология превратилась в спецификацию ARINC 429, впервые выпущенную как ARINC 429-1 был выпущен в апреле 1978 года и в настоящее время существует как ARINC 429-15.

ARINC 429-15 был принят АЕЕС в 1995 году и состоит из 3 частей:

- Спецификация ARINC 429, часть 1-15: Функциональное описание, электрический интерфейс, назначение меток и текстовые форматы
- Спецификация ARINC 429, часть 2-15: Стандарты дискретных текстовых данных.
- Спецификация ARINC 429, часть 3-15: Методы передачи файловых данных

В части 1 рассматриваются физические параметры шин, назначение меток и адресов, а также форматы слов.

В части 2 определяются форматы слов с дискретным назначением битов слов.

В части 3 определяется протокол передачи файловых данных канального уровня для передачи блоков данных и файлов.

Спецификация ARINC 429 устанавливает порядок взаимодействия оборудования и систем авионики на коммерческих самолетах. Спецификация определяет электрические характеристики, структуру слов и протокол, необходимые для установления связи по шине. В ARINC 429 используется шина данных с симплексной витой экранированной парой, стандартная шина цифровой системы передачи информации Mark 33. ARINC 429 определяет, как аппаратное обеспечение, так и форматы данных, необходимые для передачи по шине.

Аппаратное обеспечение состоит из одного передатчика (или источника), подключенного к 1-20 приемникам (или стокам) по одной паре витых проводов. Данные могут передаваться только в одном направлении – симплексная связь – при двунаправленной передаче требуется два канала или шины.

Устройства, линейные сменные блоки или LRU, чаще всего конфигурируются в топологии типа "звезда" или "шина-переход". Каждый LRU может содержать несколько передатчиков и приемников, подключенных к разным шинам. Эта простая архитектура, обеспечивающая подключение практически от точки к точке, обеспечивает высоконадежную передачу данных. Структурная схема интерфейса взаимодействия по протоколу ARINC 429 представлена на рисунке 2.1

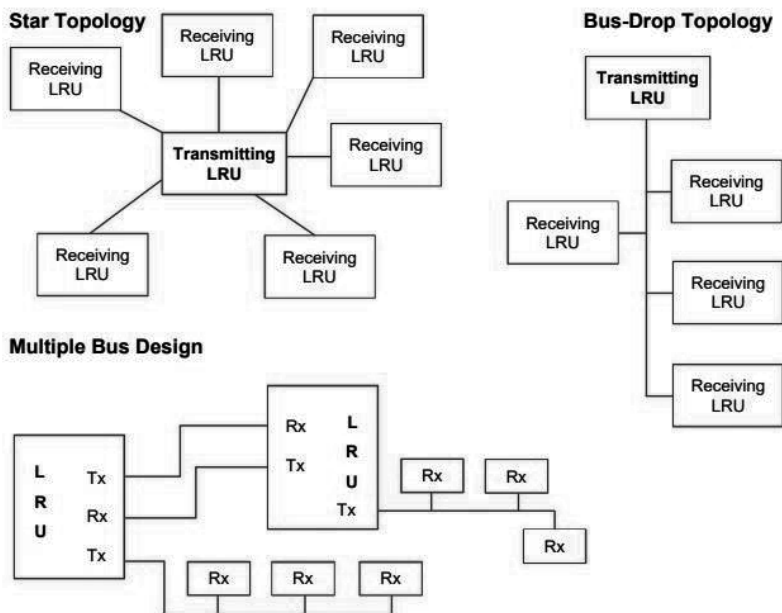


Рис.2.1 Интерфейс взаимодействия по протоку ARINC 429

Передатчик может «взаимодействовать» только с несколькими приемниками на шине, по 20 на одной паре проводов, при этом каждый приемник постоянно отслеживает наличие соответствующих данных, но не подтверждает получение данных.

При передаче больших объемов данных передатчику может потребоваться подтверждение от получателя. Это подтверждение выполняется с использованием определенного стиля слов, в отличие от стандартного проводного подтверждения. Когда требуется этот двусторонний формат связи, для передачи информации туда и обратно необходимы две витые пары, образующие два канала, по одному для каждого направления.

Передача от исходного LRU состоит из 32-разрядных слов, содержащих 24-разрядную часть данных, содержащую фактическую информацию, и 8-разрядной метки, описывающей сами данные. LRU не имеют адреса, назначенного через ARINC 429, а имеют Идентификационные номера

оборудования, позволяющие группировать оборудование в системы, что облегчает управление системой и передачу файлов.

Последовательные слова разделяются по меньшей мере 4-битным значением null или нулевого напряжения. При использовании этого нулевого промежутка между словами нет необходимости в отдельном тактовом сигнале. Скорость передачи может быть, как низкой – 12,5 кГц –, так и высокой – 100 кГц.

2.4. Характеристики кабеля

Для передачи данных по шине используется экранированный кабель с витой парой с сопротивлением 78 Ом. Экран должен быть заземлен на каждом конце и во всех местах соединения шины. Структурная схема подключения кабеля для передачи данных по шине ARINC 429 представлена на рисунке 2.2.

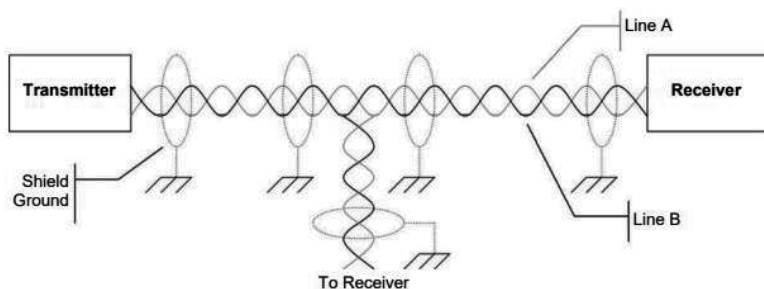


Рис. 2.2 Схема подключения кабеля для передачи данных по шине ARINC 429

Выходное сопротивление источника передачи должно составлять $75 \text{ Ом} \pm 5 \text{ Ом}$, разделенное поровну между линией А и линией В. Этот сбалансированный выходной сигнал должен точно соответствовать сопротивлению кабеля. Эффективное входное сопротивление приемника должно составлять не менее 8 Ком.

Максимальная длина не указана, так как зависит от количества приемных устройств, стока воды и мощности источника. Большинство систем рассчитаны на длину менее 150 футов, но, при наличии условий, могут быть увеличены до 300 футов и более.

2.5. Характеристики передачи

В стандарте ARINC 429 указаны две скорости передачи данных. Для работы на низкой скорости указана частота 12,5 кГц, при фактическом допустимом диапазоне от 12 до 14,5 кГц. Для работы на высокой скорости допускается частота $100 \text{ кГц} \pm 1\%$. Эти две скорости передачи данных не могут использоваться на одной и той же шине передачи. Данные передаются в двух полярном формате с возвратом к нулю. Это трехфазная модуляция, состоящая из высокого, нулевого и низкого состояний. Уровни формирования сигналов представлен на рисунке 2.3.

Напряжения передачи измеряются на выходных клеммах источника. Напряжения, подаваемые на вход приемника, зависят от длины линии, конфигурации шлейфа и количества подключенных приемников. Следующие уровни напряжения указывают на три допустимых состояния:

TRANSMIT	STATE	RECEIVE
+10.0 V \pm 1.0 V	HIGH	+6.5 to 13 V
0 V \pm 0.5 V	NULL	+2.5 to -2.5 V
-10.0 V \pm 1.0 V	LOW	-6.5 to -13 V

Рис. 2.3 Уровни формирования сигналов

В биполярном формате с возвратом к нулю или RZ высокое значение (или 1) достигается при переходе сигнала передачи от НУЛЯ к +10 В в течение первой половины битового цикла, затем возвращаясь к нулю или нулевому значению.

НИЗКИЙ уровень (или 0) возникает из-за того, что сигнал падает с НУЛЯ до -10 В, в течение первой половины битового цикла, а затем возвращается к нулю. При использовании формата модуляции с возвратом к нулю время каждого битового цикла заканчивается при уровне сигнала 0 В, что устраняет необходимость во внешних синхронизаторах и создает сигнал с автоподстройкой

На рисунке 2.4 показан пример биполярного сигнала RZ с тремя состояниями:

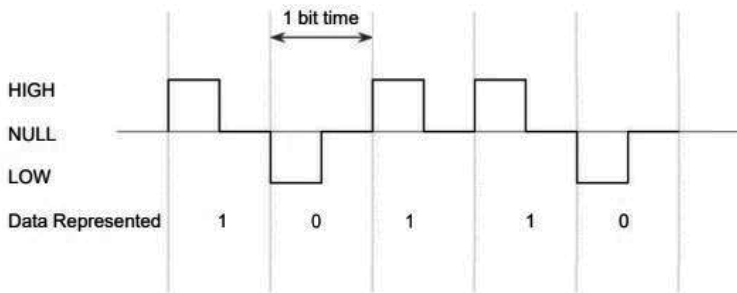
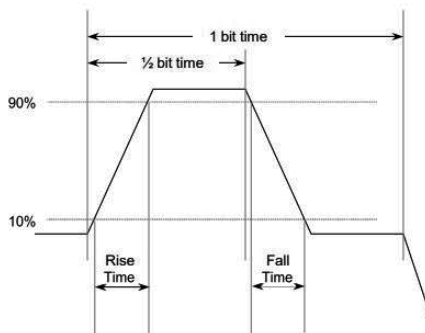


Рис. 2.4 Формирование биполярного сигнала RZ с тремя состояниями

2.6. Параметры формы сигнала

Время нарастания и спада импульсов регулируется RC-схемами, встроенными в передатчики ARINC 429. Эта схема сводит к минимуму помехи, характерные для коротких периодов нарастания. Ниже, на рисунке 2.5, приведены допустимые значения времени нарастания и спада для обеих скоростей передачи данных. Также определяется время в битах и $\frac{1}{2}$ битах.



	High Speed	Low Speed
Bit Rate	100 kbps \pm 1%	12 – 14.5 kbps \pm 1%
1 bit time	10 μ sec \pm 2.5%	(1/Bit rate) μ sec \pm 2.5%
$\frac{1}{2}$ bit time	5 μ sec \pm 5%	(1 bit time/2) \pm 5%
Rise Time	1.5 μ sec \pm 0.5 μ sec	10 μ sec \pm 5 μ sec
Fall Time	1.5 μ sec \pm 0.5 μ sec	10 μ sec \pm 5 μ sec

Рис. 2.5. Характеристика допустимых значений времени передачи данных

2.7. Формат слова

Протокол ARINC 429 использует формат "точка-точка", передающий данные от одного источника по шине до 20 приемников. Передатчик всегда передает либо слова данных, либо нулевое состояние. Большинство сообщений ARINC содержат только одно слово данных, состоящее из двоичных (BNR), двоично-десятичных (BCD) или буквенно-цифровых данных, закодированных с использованием алфавита ISO № 5. Также разрешена передача файловых данных, в которых передается более одного слова. Припер формата слова протокола передачи данных ARINC 429 представлен на рисунке 2.6.

Слова данных ARINC 429 - это 32-разрядные слова, состоящие из пяти основных полей:

- Четность – 1 бит
- Матрица знаков/состояний (SSM) – 2 бита
- Данные – 19 бит
- Идентификатор источника/получателя (SDI) – 2 бита
- Метка – 8 бит

MSB											LSB																				
32	31	30	29	28	27	26	25	24	23	22	21	20	19	18	17	16	15	14	13	12	11	10	9	8	7	6	5	4	3	2	1
P	SSM		Data															LSB		SDI		Label									

Рис. 2.6. Формат слова протокола передачи данных ARINC 429

Единственными обязательными полями являются метка и бит четности, поэтому для представления данных с более высоким разрешением остается до 23 бит. Различные производители авионики используют множество нестандартных форматов word. Даже с учетом включенных изменений все данные ARINC передаются в 32-разрядных словах. Все неиспользуемые биты дополняются нулями.

2.8. Четность

ARINC 429 определяет старший бит (MSB) слова данных как бит четности. ARINC использует нечетную четность в качестве проверки на ошибки для обеспечения точного приема данных. Количество логических единиц, передаваемых в каждом слове, является нечетным числом, при этом бит 32 устанавливается или очищается для получения нечетного числа. ARINC 429 не определяет средства исправления ошибок, только их обнаружение.

2.9. Матрица знаков/состояний

Биты 31-30 назначаются в качестве поля матрицы знака/статуса или SSM. В зависимости от метки words, которая указывает, какой тип данных передается, поле SSM может содержать различную информацию. (Дополнительную информацию о типах данных. Это поле может использоваться для указания знака или направления ввода данных или для сообщения о рабочем состоянии исходного оборудования и зависит от типа данных.

Для двоично-десятичных данных - BCD – SSM может использоваться для указания знака или направления данных, содержащихся в слове ARINC. Использование функции знака для данных BCD необязательно. Если биты SSM не используются, их следует дополнить – установить равными нулю. Смотреть на рисунке 2.7.

BCD data SSM Sign Coding		
BIT		
31	30	Decoded Information
0	0	Plus, North, East, Right, To, Above
0	1	No Computed Data
1	0	Functional Test
1	1	Minus, South, West, Left, From, Below

Рис. 2.7. Матрица знак/статус для двоично-десятичных данных

Код "Нет вычисленных данных" (01) используется для идентификации исходной системы, которая не способна выдавать надежные данные. Код функционального тестирования (10) передается вместе с инструкцией для выполнения функционального тестирования на принимающем устройстве. Когда код функционального тестирования возвращается из приемника, он идентифицирует содержимое данных word как содержащее результаты теста.

Когда на этикетке указаны двоичные данные – BNR – биты 31-30 используются для указания рабочего состояния исходного оборудования, как показано здесь. Код предупреждения о сбое (00) указывает на сбой в системе источника, который может привести к ненадежному выводу данных.

Код не вычисленных данных (01) указывает на ненадежный вывод данных, вызванный состоянием, отличным от системного сбоя (который обозначается с помощью кода предупреждения о сбое).

Код функционального теста (10) используется для обозначения того, что данные word содержат результаты функционального теста.

Использование знаковой функции необязательно для данных BNR, и если она используется, то представлена битом 29.

Когда на этикетке указаны отдельные слова данных, биты 31-30 используются для сообщения о состоянии исходного оборудования с использованием показанной на рисунке 2.8. кодировки.

BNR data SSM Status Coding		
BIT		
31	30	Decoded Information
0	0	Failure Warning
0	1	No Computed Data
1	0	Functional Test
1	1	Normal Operation

BNR data SSM Status Coding	
BIT	
29	Decoded Information
0	Plus, North, East, Right, To, Above
1	Minus, South, West, Left, From, Below

Discrete data SSM Status Coding		
BIT		
31	30	Decoded Information
0	0	Verified Data, Normal Operation
0	1	No Computed Data
1	0	Functional Test
1	1	Failure Warning

Рис. 2.8. Матрица знак/статус для бинарных данных

2.10. Данные

ARINC 429 определяет биты 11-29 как те, которые содержат информацию о данных word. Форматирование битов данных, как и всего слова в ARINC 429, является очень гибким.

При передаче слов данных по шине ARINC сначала передается метка, сначала MSB, а затем остальная часть битового поля, сначала LSB. Порядок передачи битов представлена на рисунке 2.9:

MSB										LSB																							
32	31	30	29	28	27	26	25	24	23	22	21	20	19	18	17	16	15	14	13	12	11	10	9	8	7	6	5	4	3	2	1		
P	SSM	MSB										Data										LSB	SDI	Label									

ARINC 429 32-bit Word Format

8	7	6	5	4	3	2	1	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20	21	22	23	24	25	26	27	28	29	30	31	32
Label								SDI	LSB	Data										MSB	SSM	P									

ARINC 429 Word Transfer Order

Рис. 2.9 Порядок передачи битов информации по шине ARINC 429

Метка всегда передается первой, в обратном порядке для остальной части слова ARINC – это компенсация за совместимость с устаревшими системами. Принимающий LRU отвечает за преобразование данных и перегруппировку битов в нужном порядке.

В ARINC 429 доступны следующие типы данных:

- Двоичный код – BNR – Передается в системе счисления, дополняющей дробную двойку
- Двоично–десятичный код - BCD – Числовое подмножество алфавита ISO № 5
- Дискретные данные – комбинация BNR, BCD или отдельного битового представления
- Данные обслуживания и подтверждения – требуют двусторонней связи.
- Протокол Уильямсбурга/Бакхорна – ориентированный на бит протокол для передачи файлов

2.11. Тип данных

Двоичные данные (BNR)

Двоичная, или BNR, кодировка хранит данные в виде двоичного числа. Бит 29 используется в качестве знакового бита, а 1 указывает на отрицательное число – или на юг, Запад, влево, от или под ним. Бит 28 в этом случае является старшим значащим битом данных (MSB), или половиной максимального значения коэффициента масштабирования определенных параметров. Бит 27 равен половине значения бита 28 или $\frac{1}{4}$ коэффициента масштабирования. Бит 26 равен половине значения бита 27 или $\frac{1}{8}$ масштабного коэффициента и так далее. Схема формата бинарного кода двоичной системы представлен на рисунке 2.10.

32	31	30	29	28	27	26	25	24	23	22	21	20	19	18	17	16	15	14	13	12	11	10	9	8	7	6	5	4	3	2	1
P	SSM	MSB	Data														LSB	SDI	Label												

Рис. 2.10 Формат бинарного кода

Двоично-десятичные данные

Двоично-десятичный код, или формат BCD, использует 4 бита поля данных для представления каждой десятичной цифры. Для получения 5 двоичных значений можно использовать до 5 подполей, при этом Наиболее значимое подполе содержит только 3 бита поля данных (для максимального двоичного значения, равного 7). Если старшая цифра больше 7, биты 27-29 заполняются нулями, а второе подполе становится старшей цифрой, что позволяет отображать 4 двоичных значения вместо 5. Поле SSM используется для указания знака значения. Схема формата двоично-десятичного кода представлена на рисунке 2.11.

32	31	30	29	28	27	26	25	24	23	22	21	20	19	18	17	16	15	14	13	12	11	10	9	8	7	6	5	4	3	2	1
P	SSM	Digit 1	Digit 2	Digit 3	Digit 4	Digit 5	SDI	Label																							

Рис. 2.11 Формат двоично-десятичного кода

Дискретные данные

Дискретные данные могут быть составлены из данных BNR и/или BCD или в виде отдельных битов, представляющих конкретные условия работы оборудования. Условия "Прошел/не пройден", "Активирован/не активирован" и "Истинно/ложно", относящиеся к операционной деятельности системы или подсистемы, могут быть представлены путем установки или удаления predetermined битов в поле данных word.

Данные о техническом обслуживании и подтверждение

Данные технического обслуживания и подтверждения подразумевают дуплексную или двустороннюю связь между источником и приемником. Поскольку ARINC 429 обеспечивает только одностороннюю симплексную передачу, для отправки и приема данных LRU требуются два канала ARINC. Сообщения технического обслуживания обычно требуют обмена последовательностью сообщений и часто используют протокол, ориентированный на бит, такой как протокол Уильямсбурга/Бакхорна.

2.12. Уильямсбургский/Бакхорнский протокол

Williamsburg/Buckhorn - это бит-ориентированный протокол, используемый для передачи файлов по шине ARINC. Williamsburg заменил прежний протокол передачи данных AIM (Acknowledge, ISO Алфавит № 5 и технические данные) методы передачи файлов, которые применялись в более ранних версиях ARINC 429. Передача файлов необходима, когда требуется передать более 21 бита данных.

При инициализации передачи файла по бит-ориентированному протоколу, исходящему и принимающему устройствам необходимо сначала установить связь, чтобы определить общий протокол, который они могут использовать. Источник инициирует обмен данными с помощью предопределенных кодов для определения совместимости с принимающими устройствами. Передается запрос на отправку слова (RTS), содержащий код назначения и количество слов. Получатель отвечает запросом на отправку слова (CTS), повторно передавая информацию о месте назначения и количестве слов для обеспечения точности. После подтверждения получения данных CTS источник начинает передачу файла.

Файлы передаются в виде блоков данных Link – LDU, которые представляют собой блоки слов длиной от 3 до 255 слов. Передача файлов начинается со слова начала передачи (SOT) которое включает в себя порядковый номер файла, идентификатор общего формата (GFI) и LDU Порядковый номер. После SOT передаются слова данных, за которыми следует слово конца передачи (EOT). EOT включает в себя CRC и позицию LDU в отправляемом файле. Принимающий модуль проверяет слово EOT и выдает ответ. Слово подтверждения (ACK). Если для завершения передачи файла требуются дополнительные LDU, источник отправляет новое RTS-слово для повторной инициализации процесса.

2.13. Идентификатор источника/получателя

Идентификатор источника/получателя – SDI – использует биты 9-10 и является необязательным в соответствии со спецификацией ARINC 429. SDI может использоваться для определения источника, передающего данные, или несколькими получателями для определения того, для какого получателя предназначены данные.

Для данных с более высоким разрешением можно использовать биты 9-10 вместо того, чтобы использовать их в качестве поля SDI. При

использовании в качестве идентификатора SDI интерпретируется как расширение к слову Label.

2.14. Label (Метка/стикер)

Биты 1-8 содержат метку ARINC, известную как информационный идентификатор. Метка представлена в виде трехзначного восьмеричного числа, приемники запрограммированы на прием до 255 Этикетки. Самый старший бит метки находится в самом младшем разряде слова ARINC. Расположение значащего бита (Рис. 2.12).

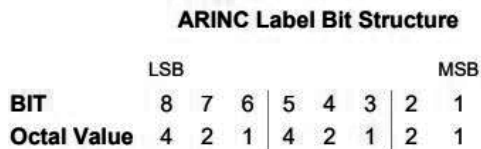


Рис. 2.12 Структура информационного идентификатора ARINC

Метка используется для идентификации типа данных word (BNR, BCD, Discrete и т.д.) и может содержать инструкции или информацию для представления данных. Метки можно дополнительно уточнить, используя первые 3 бита поля данных, биты 11-13, в качестве идентификатора оборудования для идентификации источника передачи по шине. Идентификаторы оборудования представлены в шестнадцатеричном формате.

Например, метка BNR 102 - это выбранная высота над уровнем моря. Эти данные могут быть получены из компьютера управления полетом (FMS код оборудования 002Hex), система DFS (оборудование Идентификатор

Метка всегда отправляется первой при передаче по протоколу ARINC и является обязательным полем, как и бит четности. Сначала метки передаются по протоколу MSB, за ними следует остальная часть слова ARINC, передаваемого сначала по протоколу LSB.

3. Центральная вычислительная система воздушного судна

Центральная вычислительная система вычислительная система современного воздушного судна, направлена на решение огромного спектра задач, связанных с работой систем навигации, автоматического управления полетом, радиосвязи, контроля работы параметров, работа бортовой системы технического обслуживания и т.д.

На различных типах воздушных судов ЦВС может быть реализована по-разному, к примеру вычислительная система самолета семейства Airbus A320Family состоит из набора различных блоков-вычислителей, которые относятся к ЦВС, а также к другим системам самолета. Все вычислители имеют различную степень резервации, что позволяет повысить характеристики надежности конкретной системы и всего воздушного судна в целом. Так, к примеру, противопожарная система самолета A320F, включает в себя 3 самостоятельных вычислителя, каждый из которых выполняет задачи работы противопожарной системы индивидуально для каждой силовой установки. Так, например, FDU 1 (Fire detection unit) осуществляет контроль и работы противопожарной системы левой силовой установки, то как FDU 2 и FDU APU (Fire detection unit of Axillary power unit) правой силовой установки и вспомогательной силовой установки соответственно. Наличие трех, самостоятельных, вычислителей требует решение вопроса с их расположением, прокладыванием дополнительных электро-жгутов и т.д., когда, например, на прямом конкуренте данного воздушного судна, Боинге 737NG (Boeing 737 new generation) данную задачу, выполняет уже один вычислитель FDU, имеющей в своем контуре работы, несколько каналов.

Как следствие, мы ставим перед собой задачу, в необходимости изучить вопросы, связанные с принципом работы ЦВС воздушного судна, ведь даже концепцию реализации системы на вышеперечисленных воздушных судах уже нельзя назвать современной, ввиду вода данных воздушных судов в эксплуатацию.

Рассмотрим данные о центральной вычислительной системы на примере отечественного регионально самолета –SSJ-100 (Sukhoi super jet 100).

3.1. Сведения о воздушном судне

Самолет SSJ100 (коммерческое название Sukhoi Super Jet 100)(Рис. 3.1) – пассажирский ближне – среднемагистральный самолет российского производства, предназначенный для перевозки до 98 пассажиров в конфигурации эконом класса.

Самолет оборудован двумя турбовинтовыми двигателями SaM146 производства совместной российско – французской компании Power Jet.

Самолет выпускается в двух основных модификациях:

- RRJ 95B (Basic)
- RRJ-95LR (Long Range).

Модификация самолета увеличенной дальности, отличается от основной модификации большим количеством топлива на борту и увеличенной тягой двигателя на 5%. Конструкция планера и двигателя двух модификаций идентична.



Рис. 3.1 Sukhoi Super Jet 100

Крейсерская скорость самолета на максимальную дальность составляет 830 км/ч, что соответствует числу маха 0.78. Максимальная высота крейсерского полета 12200 м (40000 ft).

3.2. Центральные вычислители

Центральные вычислители выполняют функции платформы центрально вычислителя авионики и информационного обмена систем самолета.

В ходе изучения центральных вычислителей воздушного судна, мы поговорим и о следующих подсистемах:

- Система центрального вычислителя
- Блок – концентратор данных.

Система включает в себя центральный вычислитель и модуль ввода/вывода (СРИОМ - R) и кабинет авионики (САС). Каждый кабинет авионики имеет в своем составе следующие модули:

- Центральный процессор (СРМ)
- Модуль ввода/вывода (ИОМ)
- Модуль коммутации (SWM).

Система центрально вычислителя выполняет функции:

- Центрально процессора
- Модуля ввода/вывода данных
- Концентратора данных
- Автопилота и автомата тяги
- Загрузки программного обеспечения
- Системы предупреждения экипажа
- Система предупреждения о сваливании.

В системе центрально вычислителя присутствует блок – концентратор данных, который обеспечивает информационный обмен между системами самолета, не имеющими прямых связей.

Система центрально вычислителя и блоков – концентраторов данных работают в полностью автоматическом режиме и не требуют отдельного включения. Индикация отказов системы центрально вычислителя выдается на дисплей EWD (Engine Warning Display) в виде аварийно – сигнальных сообщений (Рис. 3.2).

Информация об отказах блоков – концентраторов данных не индицируется экипажу. При отказах блоков – концентраторов данных, экипажу выдается информация об отказах соответствующих функций взаимодействующими с блоками системам (Рис. 3.3).

Текст сообщения	Категория	Расшифровка														
AVNCS DEGRADED	Предупреждающее	Отказ SWM12 и SWM22 или SWM22 или SWM12														
AVNCS SWITCH 11 FAULT	Уведомляющее	Отказ SWM11														
AVNCS SWITCH 12 FAULT	Уведомляющее	Отказ SWM12														
AVNCS SWITCH 21 FAULT	Уведомляющее	Отказ SWM21														
AVNCS SWITCH 22 FAULT	Уведомляющее	Отказ SWM22														
AVNCS DCA 1 FAULT	Предупреждающее	Отказ двух резервных DCA. DCA11 и DCA 21														
AVNCS DCA 2 FAULT	Предупреждающее	Отказ двух резервных DCA. DCA12 и DCA 22.														
AVNCS DCA 3 FAULT	Предупреждающее	Отказ двух резервных DCA. DCA13 и DCA 23.														
AVNCS DCA 11 FAULT	Предупреждающее	Отказ DCA 11														
AVNCS DCA 21 FAULT	Предупреждающее </tr <tr> <td>AVNCS DCA 12 FAULT</td> <td>Предупреждающее</td> <td>Отказ DCA 12</td> </tr> <tr> <td>AVNCS DCA 22 FAULT</td> <td>Предупреждающее</td> <td>Отказ DCA 22</td> </tr> <tr> <td>AVNCS DCA 13 FAULT</td> <td>Предупреждающее</td> <td>Отказ DCA 13</td> </tr> <tr> <td>AVNCS DCA 23 FAULT</td> <td>Предупреждающее</td> <td>Отказ DCA 23</td> </tr> <tr> <td>AVNCS SW CONF FAULT</td> <td>Уведомляющее</td> <td>Недоступна функция контроля конфигурации ПО. Концентраторы данных DCA 13 и DCA 23 неликвидны или обнаружено расхождение валидных выходных параметров.</td> </tr>	AVNCS DCA 12 FAULT	Предупреждающее	Отказ DCA 12	AVNCS DCA 22 FAULT	Предупреждающее	Отказ DCA 22	AVNCS DCA 13 FAULT	Предупреждающее	Отказ DCA 13	AVNCS DCA 23 FAULT	Предупреждающее	Отказ DCA 23	AVNCS SW CONF FAULT	Уведомляющее	Недоступна функция контроля конфигурации ПО. Концентраторы данных DCA 13 и DCA 23 неликвидны или обнаружено расхождение валидных выходных параметров.
AVNCS DCA 12 FAULT	Предупреждающее	Отказ DCA 12														
AVNCS DCA 22 FAULT	Предупреждающее	Отказ DCA 22														
AVNCS DCA 13 FAULT	Предупреждающее	Отказ DCA 13														
AVNCS DCA 23 FAULT	Предупреждающее	Отказ DCA 23														
AVNCS SW CONF FAULT	Уведомляющее	Недоступна функция контроля конфигурации ПО. Концентраторы данных DCA 13 и DCA 23 неликвидны или обнаружено расхождение валидных выходных параметров.														

Рис. 3.2 Аварийные сообщения об отказах центрального вычислителя

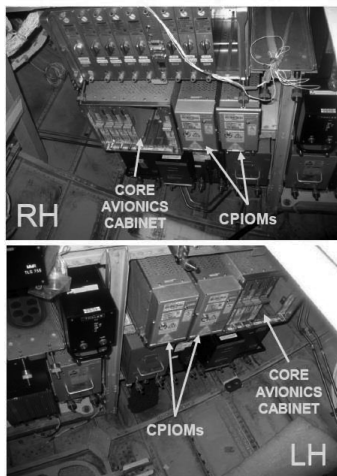
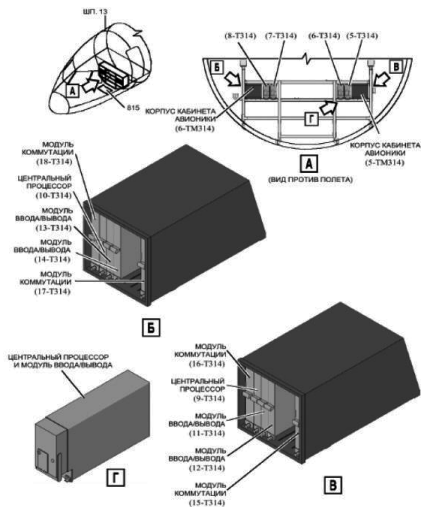


Рис. 3.3 Расположение компонентов центральной вычислительной системы

Концепция вычислителя основана на стандарте ARINC 653 и обеспечивает работу нескольких приложений с различными уровнями разработки приложений за счет разделения и изоляции друг от друга. Платформа центрально вычислителя авионики (платформа IMA) выполняет функцию «ядра» авионики.

Платформа IMA разделена на две дублирующие стороны. Каждая из них включает:

- Два центральных процессора и модуля ввода/вывода (CPIOM - R), выполняющие функции разделения управления между КВС и вторым пилотом;
- Один кабинет авионики (CAC), включающий в себя один модуль центрального процессора (CPM), два модуля ввода/вывода (IOM), два модуля коммутации сети AND (SWM), три свободных слота.

Для обозначения компонентов платформы IMA используется определенная нумерация:

- Первая цифра определяет канал (1 или 2) с которой будет работать компонент;
- Вторая цифра определяет сторону (Для КВС или второго пилота) с которой будет работать компонент;
- Третья цифра, для случая с IOM, определяет номер модуля.

В платформу центрально вычислителя (IMA) заложены ряд следующих функций:

- Концентратор данных DCA (реализуется в CPIOM и в CPM);
- Функция автопилота и автомата тяги (реализуется в CPIOM);
- Система предупреждения экипажа FWS (реализуется в CPM/IOM);
- Система предупреждения о сваливании SWS (реализуется в CPM).

Платформа центрально вычислителя IMA основанная на ARINC 653 обеспечивает разделение между приложениями и аппаратным обеспечением посредством интерфейса приложения (API 653), который позволяет определить управление конфигурацией приложений от модулей, а также стандартизировать интерфейс между приложениями и модулями для обеспечения взаимозаменяемости программного обеспечения. Также

платформа ИМА обеспечивает разделение между приложениями, управляемыми операционной системой (ОС) в реальном времени, для обеспечения строгого разделения между различными приложениями, реализованными в едином модуле так, что приложения не пересекаются. Для выполнения разделения, ОС использует методы физического и временного разделения при обработке памяти, а также ресурсов потока данных, которые разделяются между всеми приложениями.

Архитектура программного обеспечения платформы состоит из двух основных частей:

- Прикладная часть, в которую могут входить программы различных уровней критичности;
- Базовая часть, которая является основой для прикладных приложений.

Эти две части общаются через интерфейс API. Базовая часть – стандартная оболочка, где выполняются все прикладные программные приложения.

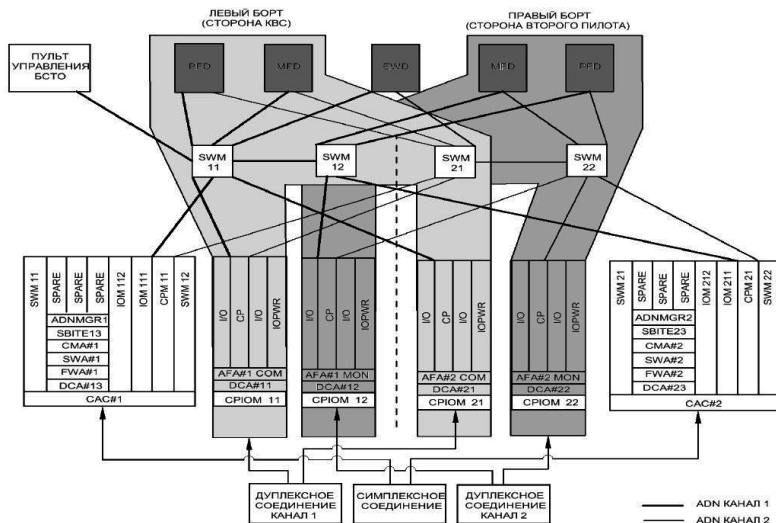


Рис. 3.4 Внешние и внутренние связи систем центрального вычислителя

В состав центрального процессора и модуля ввода/вывода (CPIOM - R) ВХОДЯТ:

- Модуль с двумя платами. Первая плата напрямую подключена к разъему оборудования. Она содержит схему молниезащиты блока питания системы и емкостные фильтры электромагнитных помех (ЕМИ). Вторая плата соединяет первую со всеми остальными платами.
- Плата центрально процессора (CPU) на основе процессора PowerPC750СХе (тактовая частота от 00 МГц до 600 МГц) и плата РМС для связи модуля по шине AFDX (100 Мбит/с) с модулем коммутации AFDX.
- Две платы ввода/вывода и одна плата с портами питания, цифровым, дискретным и аналоговым портами. Данные передаются или принимаются от процессора по шине PCI. Внутренний источник питания. Встроенный в плату питания, преобразует первичное напряжение питания самолет в регулируемое вторичное напряжение. Источником электропитания является шина 28 В постоянного тока.
- Платы процессора и ввода/вывода содержат одну шину PCI (33 МГц) для обеспечения связи между процессором и функциями интерфейса.

Кабинет авионики (САС) конструктивно состоит из корпуса и нескольких модулей.

В состав кабинета авионики входят:

- Корпус кабинета авионики, способный вместить до восьми модулей;
- Модуль центрально процессора;
- Модуль ввода/вывода;
- Модуль коммутации.

Корпус кабинета авионики, СРМ, IOM, и SWM конструктивно – съемные единицы. Модули СР и SWM энергонезависимы, для работы IOM требуется СРМ.

3.3. Работа

Модуль платформы может быть в одном из следующих режимов:

- OFF - выключено
- NIT – инициализация

- PASSIVE – DL – пассивная загрузка данных
- OPS – оперативный режим
- SHOP – режим «мастерской»
- HALT – режим остановки.

Резидентное запускается в случае, если загружаемое программное обеспечение отсутствует или повреждено. Загружаемое программное обеспечение запускается, если оно имеется в наличии и не повреждено. В рамках одного раздела процессор может заниматься несколькими процессами, выполняемыми «одновременно». Такое управление, осуществляемое программой – планировщиком, заключается в подсоединении процессора к конкретным процессам согласно четко определённой методике.

3.4. Приложение «Концентратор данных (DCA)»

Концентратор данных – программное приложение, которое выполняет функцию обработки и отправки данных, поступающих по любому физическому каналу передачи данных во все самолетные системы и системы авионики.

Приложение концентратора данных реализовано в блоках СРІОМ – R и модулях СРМ (установленных в САС) платформы ІМА/

- Концентратор данных выполняет следующие функции:
- Принимает и передает потребителям различные параметры бортовых систем и систем авионики;
- Пересылает данные в виде изображений от системы предупреждения приближения к земле (TAWS) и метеолокатора с выходом А708 к системе электронной индикации кабины экипажа через сеть ADN;
- Передает отображаемые данные от системы предупреждения столкновений (TCAS) с выхода А735 к системе электронной индикации кабины экипажа через сеть ADN;
- Управляет конфигурацией самолета и авионики через файл конфигурации AACF;
- Вычисляет специальные параметры авионики;
- Адаптирует протоколы передачи данных для обеспечения взаимодействия готового оборудования.

3.5. Работа платформы IMA в случае частичных отказов

Отказ одного из центральных процессоров, и модулей ввода/вывода (CPIOM R)(Рис. 3.5) приводит к потере:

Содержащихся на данном CPIOM – R приложений (АFA и DCA);

Связи данного CPIOM с другими системами самолета. В случае отказа CPIOM 11, CPIOM 21 дублирует работу отказавшего блока через сеть Б передачи данных. В случае отказа CPIOM 12, CPIOM 22 дублирует работу отказавшего блока через сеть А передачи данных.

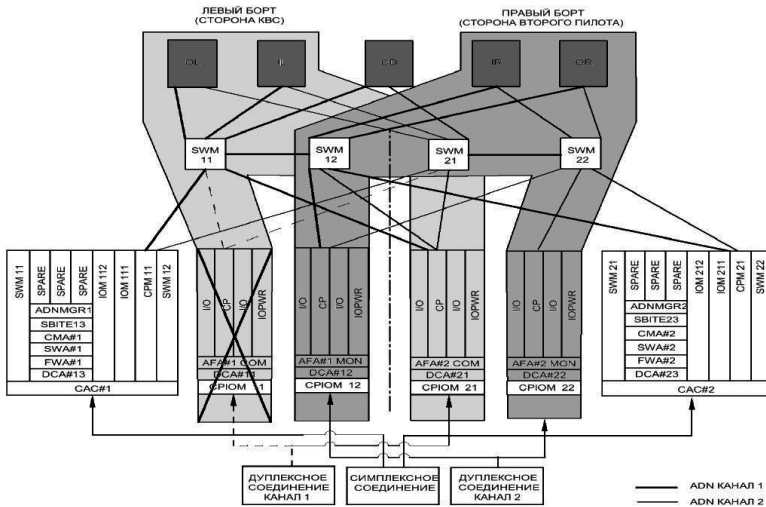


Рис. 3.5 Отказ одного из центральных процессоров и модулей ввода/вывода (CPIOM)

Отказ одного центрально процессора СРМ или отказ одного модуля ввода/вывода ИОМ приводит к полной потере работы соответствующих СРМ и двух ИОМ(Рис. 3.6). В данном случае функции отказавших СРМ и двух ИОМ кабинет авионики берет на себя другой (дублирующий) кабинет авионики.

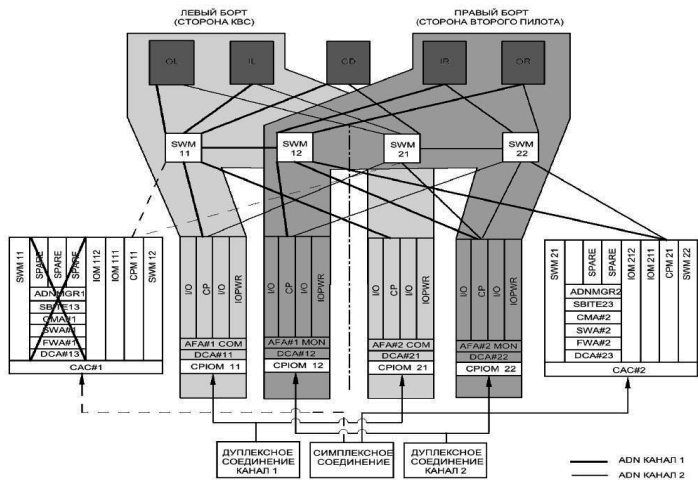


Рис. 3.6 Отказ одного центрально процессора СРМ или отказ одного модуля ввода/вывода IOM

В случае отказа одного модуля коммутации SWM (1/2, система дублирует работу отказавшего модуля благодаря зарезервированной архитектуре сети AFDX (Рис 3.7).

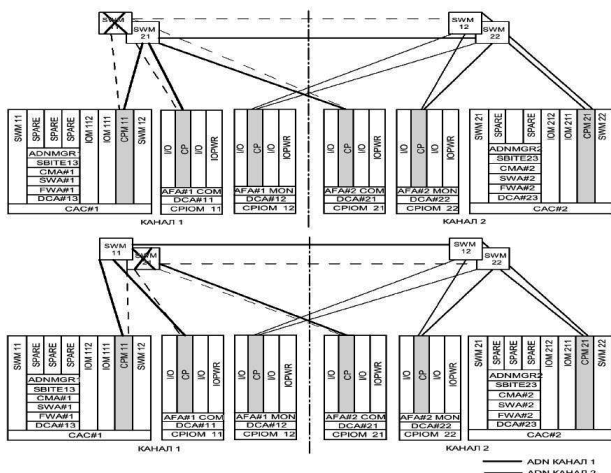


Рис. 3.7 Отказ одного модуля коммутации SWM (1/2)

В случае отказа одного модуля коммутации SWM (2/2) система также дублирует работу отказавшего модуля благодаря зарезервированной архитектуре сети AFDX (Рис. 3.8).

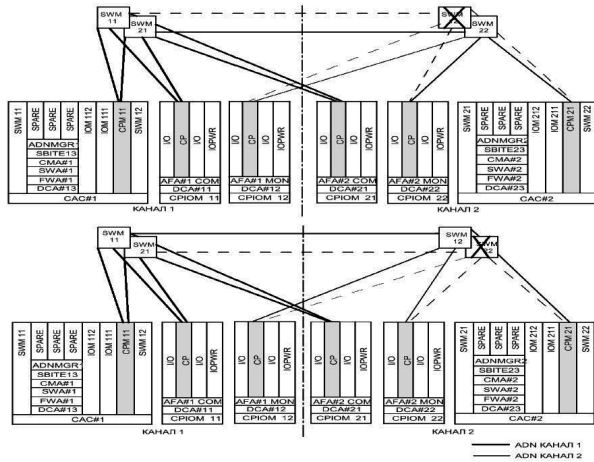


Рис. 3.8 Отказ одного модуля коммутации SWM (2/2)

В случае отказа одного кабинета авионики SAC, соответствующие данному кабинету авионики СРМ, два ИОМ и два SWM будут не работоспособны. В данном случае, функции оказавшего кабинета авионики берет на себя другой (дублирующий) кабинет авионики. (Рис 3.9).

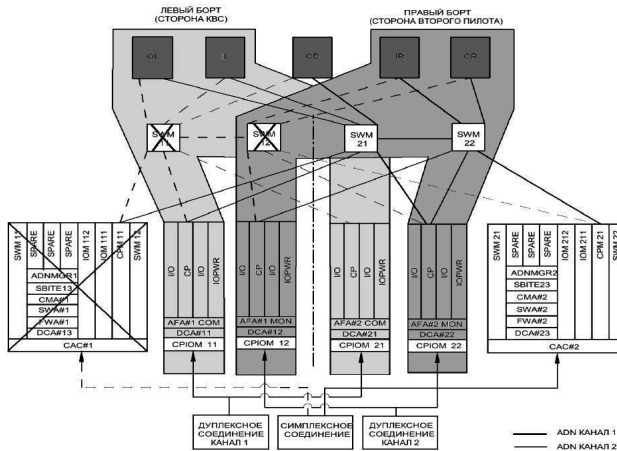


Рис. 3.9 Отказ кабинета авионики SAC

Пример аварийно - сигнального сообщения, сформированного на EWD, в случае отказа конкретного модуля платформы IMA представлен на рисунке 3.10

Текст сообщения	Категория	Расшифровка
SWS SPD STALL WARN DEGRD	Уведомляющее	<p>Система предупреждения о сваливании (SWS) работает в режиме пониженной точности вследствие прекращения поступления данных от каких-либо из блоков:</p> <ul style="list-style-type: none"> • – вычислителей системы управления самолётом; • – вычислителей ВСС; • – блоков электронного управления двигателем; • – радиовысотометров; • – электронного блока управления уборкой-выпуском шасси и поворотом передней опоры шасси

Рис. 3.10 Аварийно – сигнальное сообщение об отказе модуля платформы IMA

3.6. Блок – концентратор данных

Блоки – концентраторы данных предназначены для обеспечения информационного обмена между системами самолета, не имеющими прямых связей.

На самолете установлены два идентичных блока - концентратора данных (EIU), взаимосвязанных и дублирующих функции друг друга. Информационный обмен между блоками не осуществляется. EIU принимает поступающую на его вход информацию в виде разовых команд (ПК), аналоговых сигналов (АС), и по шинам ARINC 429 и обрабатывает ее по заданному алгоритму и результаты обработки выдает потребителям в виде ПК по шинам ARINC 429.

EIU выполняет следующие функции:

- Сбор информации, преобразования ее в заданные форматы и выдачу в системы самолета по шинам ARINC 429 и линиям разовых команд (ПК)
- Алгоритмическая обработка информации и выдача обработанных данных в системы самолёта по шинам ARINC 429 и ПК
- Межканальное сравнение параметров перед выдачей.

EIU представляет собой два независимых вычислительных канала А и Б. Информация об отказах блока EIU (блоков) не индицируется экипажу. При отказах блока (блоков) EIU экипажу выдается информация об отказах соответствующих функций, взаимодействующий с блоками других систем. EIU имеет светосигнализатор расположенный на правой стороне лицевой панели под вентиляторами. Данный светосигнализатор (зеленого цвета) служит для индикации, подтверждающие исправное состояние EIU.

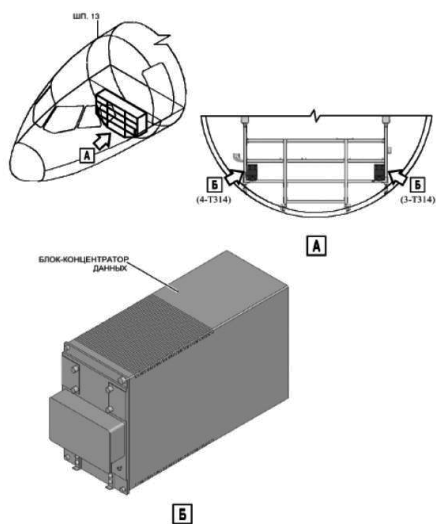


Рис. 3.11 Расположение блоков – концентраторов данных

EIU имеет следующие режимы работы:

- Стартовый режим
- Рабочий режим
- Режим расширенного контроля
- Режим программирования.

После включения электропитания или после сброса блок проверяет наличие команды на переход в режим программирования. При наличии указанной команды блок переходит в режим программирования. При отсутствии указанной команды блок переходит в стартовый режим.

После подачи питания на блок – концентратор данных начинается стартовый режим, в течении которого производится оперативный контроль аппаратуры и определения номера блока.

В стартовом режиме выходные РК блока находятся в состоянии отсутствия сигнала, данные по шинам ARINC 429 не выдаются. После завершения стартового режима блок переходит в рабочий режим, который является для блока основным, и он начинает выполнять все назначенные ему функции, в том числе и текущий контроль.

Режим расширенного контроля – режим, при котором производится наиболее полные проверки работоспособность EIU. В режиме расширенного контроля выходные РК находятся в состоянии отсутствия сигнала, данные по шинам ARINC 429 не выдаются. ПО завершении проверок работоспособности EIU переходит из режима расширенного контроля в рабочий режим. Режим доступен только на земле.

Режим программирования – режим работы, предназначенный для загрузки программного обеспечения в память EIU. Выход из режима программирования осуществляется по сбросу. Режим доступен только на земле.

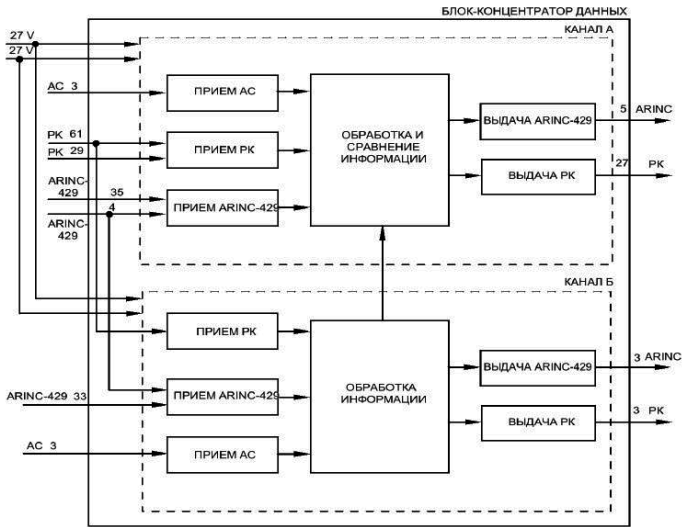


Рис. 3.12 Структурная схема блока – концентратора данных

3.7. Центральные системы предупредительной сигнализации

Система предупреждения экипажа служит для привлечения внимания экипажа с помощью визуальных и звуковых сигналов в случае отказа работы систем самолёта или нарушения конфигурации самолёта.

Система предупреждения экипажа является программным приложением, выполняемым на модулях СРМ из состава кабинета авионики.

Система предупреждения экипажа включает в себя:

- Программное приложение системы предупреждения (FWA)
- Систему управления звуковой информацией и внутренней связью (AMS) в части генерации звуковых сигналов
- Центральные сигнальные огни (CAUT и WARN)

Система предупреждения экипажа (Далее по тексту FWS) выполняет следующие задачи:

- Формирование и индикацию в реальном масштабе времени аварийных и предупреждающих текстовых сообщений в случае нештатной конфигурации самолета или отказа системы систем самолета или ситуации, о которой пилот не должен забыть. Формирование и индикация уведомляющих сообщений в случае штатной ситуации. Аварийные и предупреждающие сообщения сопровождаются визуальными звуковыми сигналами.

В случае возникновения нештатных ситуаций, приложение FWA (реализовано в кабинете авионики) для привлечения внимания экипажа активирует визуальные и звуковые средства предупреждения (Рис. 3.13.):

ЦСО WARN и непрерывно повторяющиеся удары колокола для аварийных текстовых сообщений

ЦСО CAUT и одинарные удары колокола для предупреждающих текстовых сообщений.

Кнопка ATC MSG для сообщений, имеющих отношение к АТС. А также другие специальные тоны или голосовые сигналы.

Текстовые сообщения об отказе можно прочитать на дисплее EWD.

- Формирование десяти фаз полета и их использования для блокировки некоторых сообщений об отказах, если они рассматриваются как не относящиеся к данной фазе полета.

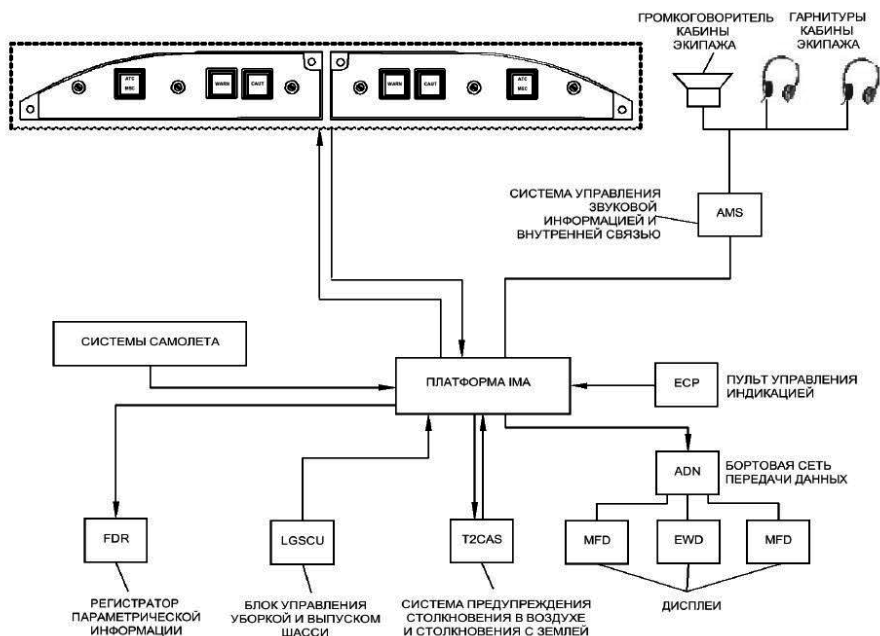


Рис. 3.13 Взаимодействие системы предупреждения экипажа с системами самолета

3.8. *Функции системы предупреждения экипажа*

Система предупреждения экипажа (Рис. 3.14.) получает данные от систем самолёта и формирует сообщения по логике согласно значениям или состояниям полученных данных, также контролирует остальные системы с тем, чтобы вычислить конкретные предупреждения на самолетном уровне:

- Расхождение индикации основной полетной информации
- Отказы функционирования конфигурации авионики самолета
- Контроль конфигурации авионики
- Предупреждение о не взлётной конфигурации самолета
- Предупреждение о не посадочной конфигурации самолета
- Различные уведомления
- Предупреждение о высоте полета
- Значительные отклонения для системы посадки
- Расхождение в регулировании системы посадки

Программное приложение FWA получает данные от систем самолёта, формирует текстовое сообщение согласно значениям и состоянию этих входных сигналов и выдаёт соответствующее текстовое сообщение, которое блокируется по фазам полёта, формируемые в конфигурационном файле системы предупреждения экипажа. В FWS используется цветовое кодирование предупреждающих сообщений, указывающее на уровень важности отказа или признак состояния системы.

Аварийные текстовые сообщения (WARNING)

При первоначальном появлении аварийные текстовые сообщения индицируются красным цветом на чёрном фоне и полностью подчеркнутые. Они сигнализируют о ненормальных условиях эксплуатации или аварийных ситуациях, которые требуют немедленного корректирующего действия экипажа, при этом располагаемое время для парирования отказа менее 15 с. Загорается ЦСО WARN и звучит звуковая сигнализация (непрерывный повторяющийся удар колокола). После нажатия на кнопку-лампу WARN, подчеркивание с аварийных текстовых сообщений снимается. Текстовые сообщения уровня WARNING имеют наивысший приоритет, всегда индицируются в начале списка сообщений и могут быть сняты с индикации только кнопкой Alert Cancel, расположенной под защитным колпачком.

Предупреждающие текстовые сообщения (CAUTION)

При первоначальном появлении предупреждающие текстовые сообщения индицируются жёлтым цветом на чёрном фоне и полностью подчеркнутые. Они сигнализируют о ненормальных условиях эксплуатации или о ненормальном состоянии самолётных систем и требуют немедленного уведомления экипажа с последующими корректирующими действиями, при этом располагаемое время для парирования более 15 s. Загорается ЦСО CAUT и звучит единичный удар колокола. После нажатия на кнопку-лампу CAUT, подчеркивание с предупреждающих текстовых сообщений снимается. Текстовые сообщения уровня CAUTION имеют второй приоритет и всегда индицируются после сообщений уровня WARNING.

Предупреждающие сообщения уровня ADVISORY

При первоначальном появлении текстовые предупреждающие сообщения уровня ADVISORY индицируются черным цветом на белом фоне. Они сигнализируют о ненормальных условиях эксплуатации или состоянии самолётных систем и требуют обязательного уведомления экипажа, при этом никаких корректирующих действий не требуется. Они индицируются в течение пяти секунд, затем цвет сообщения меняется на белый цвет с изменением фона на черный.

Уведомляющие сообщения уровня MEMO

При первоначальном появлении уведомляющие текстовые сообщения уровня MEMO индицируются черным цветом на зелёном фоне в нижней части зоны текстовых сообщений, которые сигнализируют о включении или выключении каких-либо самолётных систем и требуют обязательного уведомления экипажа. Они индицируются в течение пяти секунд, затем текст сообщения меняется на зелёный цвет с изменением фона на черный. Сообщения уровня MEMO не могут быть сняты и индицируются на всех фазах полёта.

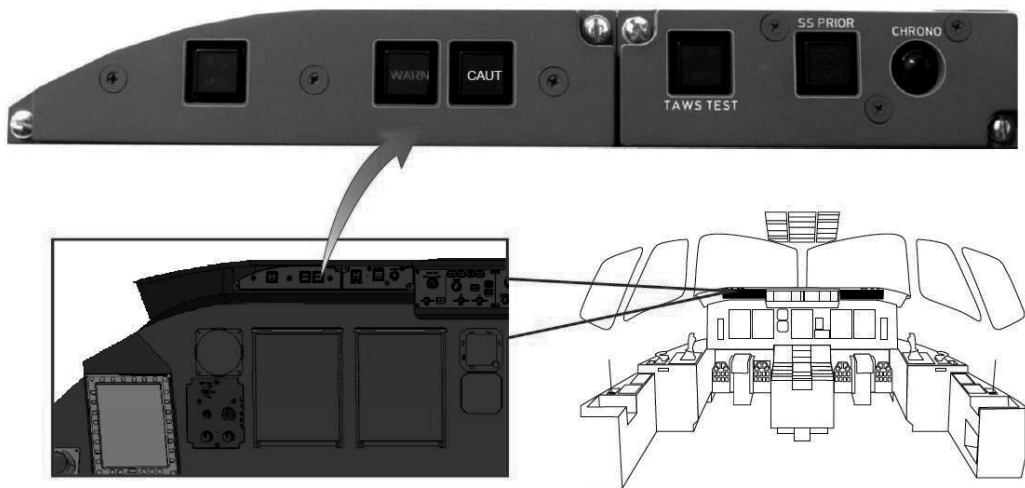


Рис. 3.14 Панели ЦСО (левая/правая) и их расположение в кабине экипажа

Программное приложение FWA использует данные от различных систем для формирования десяти фаз полета, которые используются системой FWS для блокировки сообщений об отказах, особенно во время критических фаз полета (взлета и посадки).

Аварийные сообщения, а также состояние (горит/не горит) ЦСО, поступают в регистратор параметрической информации (FDR)

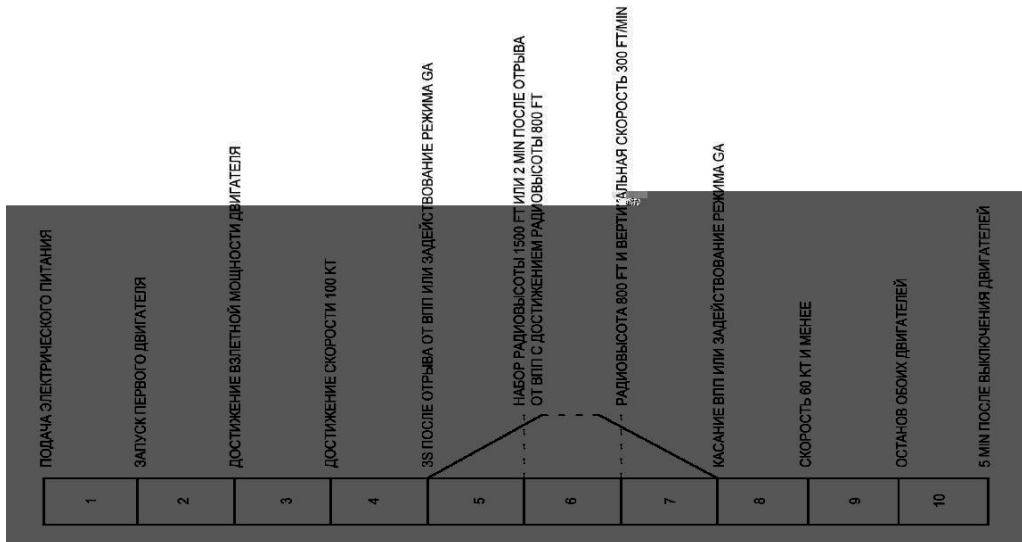


Рис. 3.15 Фазы полета

3.9. Управление дисплеями

Текстовые сообщения системы предупреждения экипажа формируется на дисплее EWD, который может быть переключен на место MFD KBC или MFD дисплея второго пилота.

Индикация текстовых сообщений меняется в случае:

- Обнаружения нового сигнала об отказах
- Снятие сигнала о ранее существующем отказе
- Нажатие кнопок управления индикацией, стрелка вверх, стрелка вниз, OK, CLEAR, RCL.

3.10. Управление звуковыми сообщениями

Связь приложения FWA, реализованного в кабинете авионики (CAC), с системой AMS осуществляется через шину ARINC 429. FWA выдаёт команды для формирования тоновых или речевых сигналов через громкоговорители или наушники. Формирование звуковых предупреждений происходит на основании логических расчётов программного приложения FWA, а характеристики звука хранятся в файле конфигурации системы радио связи. Большая часть предупреждающих сообщений уровня CAUTION сопровождается одинарным ударом колокола, а большинство аварийных сообщений уровня WARNING сопровождаются непрерывно повторяющимися ударами колокола, однако могут быть использованы и другие специальные тоны или голосовые сообщения. Система FWS также управляет приоритетностью звуковых сигналов в случае, если они вызваны несколькими сообщениями об отказах, поступающими в одно и то же время от системы FWA и системы T2CAS (система предупреждения столкновения в воздухе и приближения земли). Неприоритетные сигналы тревоги при этом подавляются во избежание тонально-звукового наложения сигналов.

3.11. Управление ЦСО

При индикации аварийного сообщения, программное приложение FWA одновременно включает один из двух ЦСО (WARN или CAUT) и подаёт соответствующий звуковой сигнал. Когда член экипажа нажимает ЦСО (WARN или CAUT, система FWA снимает их мигание, а также выключает звуковой сигнал. Система FWS напрямую связана дискретной линией с обеими кнопками WARN, а также обеими кнопками CAUT.

3.12. Управление текстовыми сообщениями

Рамка вокруг текстового сообщения (фокус) остаётся на выбранном сообщении до тех пор, пока оно индицируется, или до тех пор, пока не изменить положение фокуса соответствующими кнопками (стрелка вверх или вниз) на пульте управления индикацией (Рис 3.17). Удаление сообщений производится с помощью кнопки CLEAR.

Сообщения уровня CAUTION и ADVISORY могут быть удалены с помощью кнопки CLEAR. Сообщения уровня WARNING удалить с помощью кнопки CLEAR нельзя. После удаления сообщений появляется метка «R». Удалённые сообщения можно вызвать нажатием на кнопку RCL, при условии, что этот отказ ещё обнаруживается.

Кнопка аварийного отключения ALERT CANCEL, расположенная на пульте управления торможением (Рис 3.19.), предназначена для снятия звуковой и визуальной сигнализации для любых сообщений, а также для снятия сообщений о нестабильных отказах, которые не отключаются кнопкой WARN (например: TAWS, TCAS, OVERSPEED). В случае переполнения области текстовых сообщений, вверху или внизу области появляются белые заполненные стрелки.

3.13. Блокировка предупреждений об отказах

В случае обнаружения отказов, текстовые сообщения выдаются на индикацию пилотам в соответствии с правилами блокировки, заложенными в системе FWA:

Блокировка по фазам полета

Если отказ обнаруживается во время фазы полёта, на которой он заблокирован, то сообщение об этом отказе не выдаётся на индикацию членам экипажа до тех пор, пока текущая фаза не закончится. Уже индицируемое экипажу сообщение не может быть снято, если меняется активная фаза полёта, так что оно будет постоянно индицироваться, даже если самолёт войдет в какую-либо фазу полёта, где это сообщение заблокировано. Перечень фаз полёта, на которых происходит блокировка, для каждого CAS сообщения хранится в конфигурационном файле CAS сообщений.

Управление приоритетами

Текстовые сообщения индицируется в соответствии с правилами приоритетов, блокирующихся на трех уровнях:

- Аварийные предупреждения об отказах
- Предупреждающие сообщения об отказах
- Уведомляющие сообщения

Внутри каждого уровня сообщения индицируется в хронологическом порядке. Уведомляющие сообщения индицируется также в хронологическом порядке.

Текст сообщения	Категория	Расшифровка
FWS FWS 1 FAULT	Предупреждающее	Отказ FWS 1
FWS FWS 2 FAULT	Предупреждающее	Отказ FWS 2

Рис. 3.16 Аварийно – сигнальные сообщения

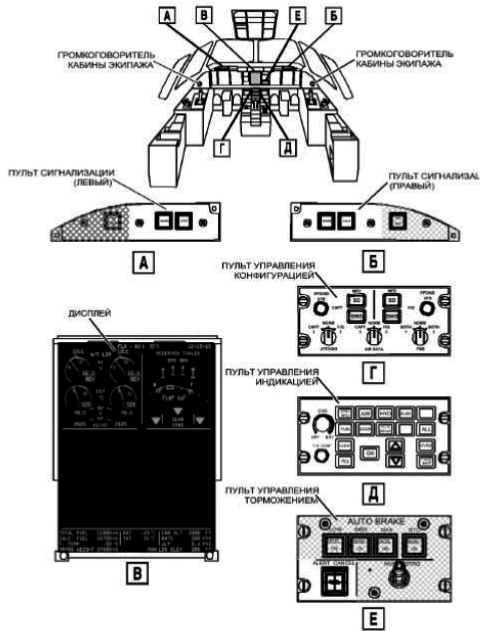


Рис. 3.17 Органы управления индикацией

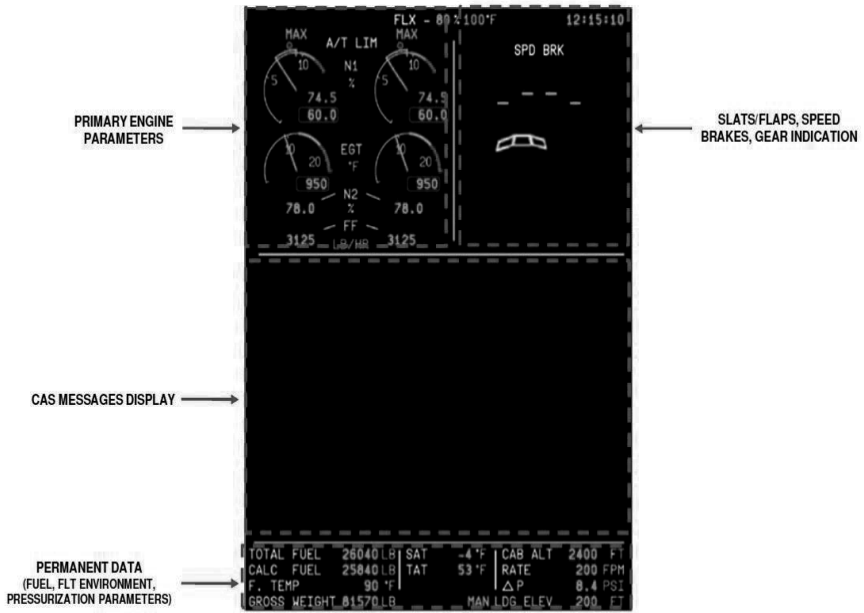


Рис. 3.18 EWD в формате EICAS

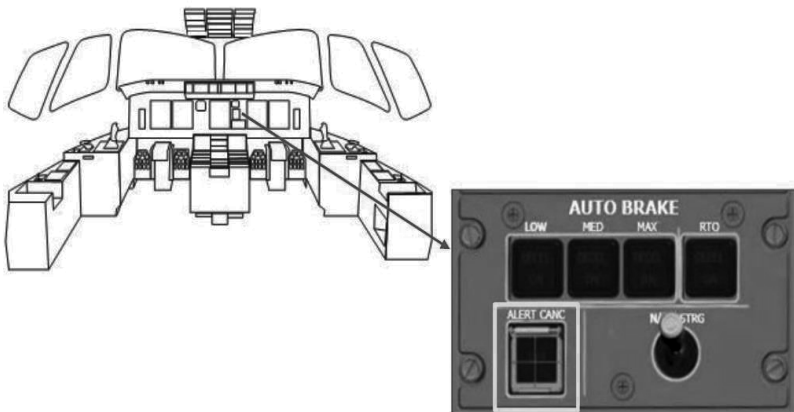


Рис. 3.19 Кнопка ALERT CANCEL

3.14. Центральные системы индикации

Основным источником информации о состоянии бортовых систем самолёта, является экранная индикация на дисплеях приборной доски пилотов. Основным средством представления информации и сигнализации является система электронной индикации (СЭИ), с помощью которой отображается пилотажная и навигационная информация, параметры двигателей, различных самолётных систем и предупреждения экипажу.

Основными функциями является:

- Вычисление и отображение пилотажно – навигационных данных, информации о географическом местоположении, информации о метеорологические и атмосферные обстановки в формате PFD и ND;
- Вычисление и отображение информации об основных параметрах двигателя и параметрах систем самолета в формате EWD, а также отображения текстовых сообщений, поступающих от системы предупреждения экипажа;
- Отображение информации, связанной с системами самолета, такими как: электроснабжение, гидравлическая система, система кондиционирования воздуха, топливная система, двери, люки, створки, системы двигателя и ВСУ, система управления самолетом и тормозами.

Состав системы

Информация, предоставленная датчиками или вычисленная другими самолётными системами, передается в систему индикации. Пять идентичных жидкокристаллических дисплеев, которые связаны с двумя кабинетами авионики и соответствующими пультами управления, установлены на приборной доске. Местоположение дисплея (Рис. 3.21.) определяется с помощью определенных программирующих пинов для того, чтобы отображать определенный формат (Рис. 3.20.).

Информация – это, главным образом, данные систем электронной индикации основной полётной и навигационной информации (EFIS) и

системы электронной индикации и предупреждения экипажа (EICAS), собранные в форматах (Рис.3.23.):

- Основные пилотажные данные (в формате PFD)
- Географическое положение и навигационная информация (в формате ND);
- Параметры двигателя (в формате EWD);
- Аварийные, предупреждающие сообщения, а также уведомления (в формате EWD);
- Мнемокарты о состоянии систем (в формате SD).

Обработка информации от систем самолета происходит в программных приложениях, реализованных в системе центрального вычислителя. Информация от инерциальных систем, систем воздушных сигналов и вычислительной системы самолетовождения поступает на дисплеи напрямую посредством шины передачи данных ARINC 429.

По назначению дисплеи разделяются на:

- Пилотажные дисплеи (PFD) (КВС и второго пилота);
- Многофункциональные дисплеи (MFD) (КВС и второго пилота);
- Дисплеи отображения параметров работы двигателей и отображения аварийно – сигнальной информации (EWD) и дисплей отображения статус работы систем самолета (SD).

Средствами управления индикацией (переключение форматов дисплеев, ручное восстановление информации) служат следующие пульта управления (Рис.3.22.):

- Пульт управления конфигурацией (RCP);
- Пульт управления индикацией (EICAS CP)

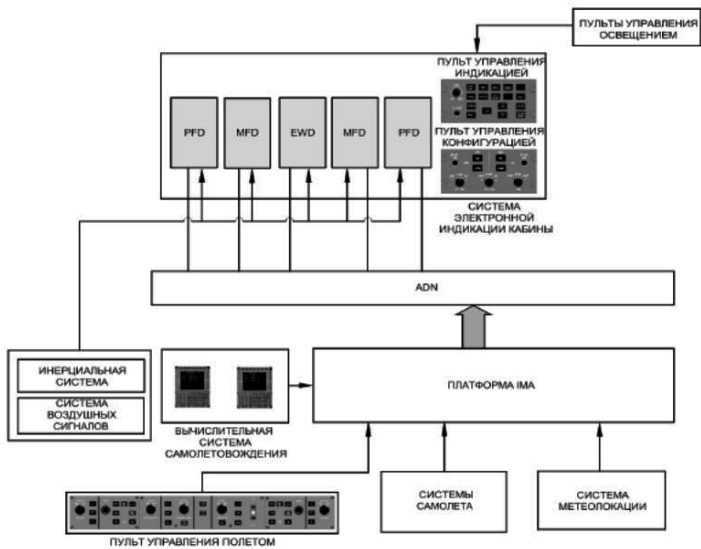


Рис. 3.20 Структурная схема электронной индикации кабины экипажа

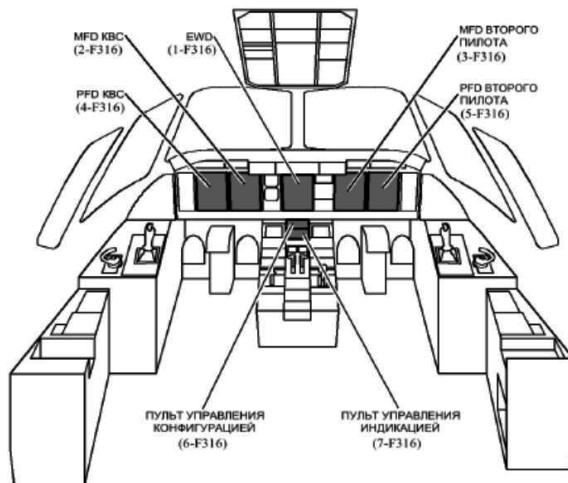


Рис. 3.21 Местоположение дисплеев и пультов управления центральной системы индикации

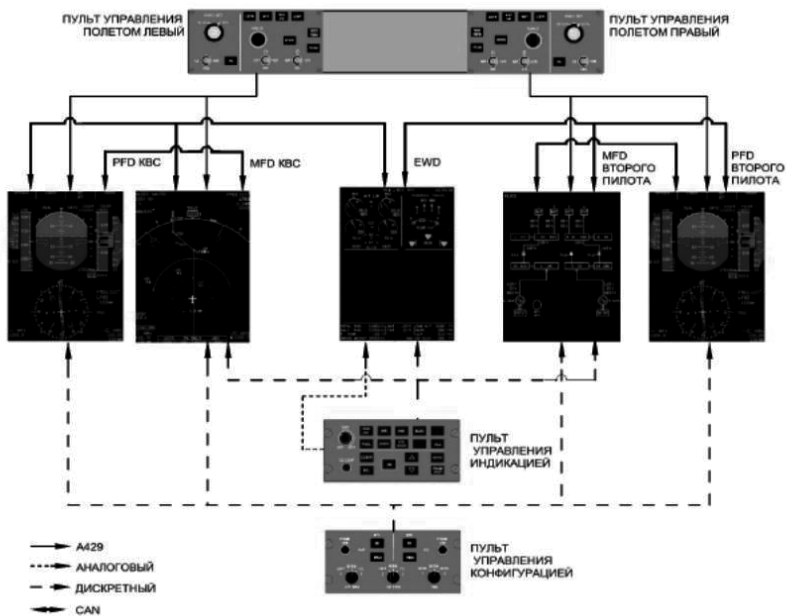


Рис. 3.22 Взаимодействие пультов RCP и EICAS CP с дисплеями системы электронной индикации

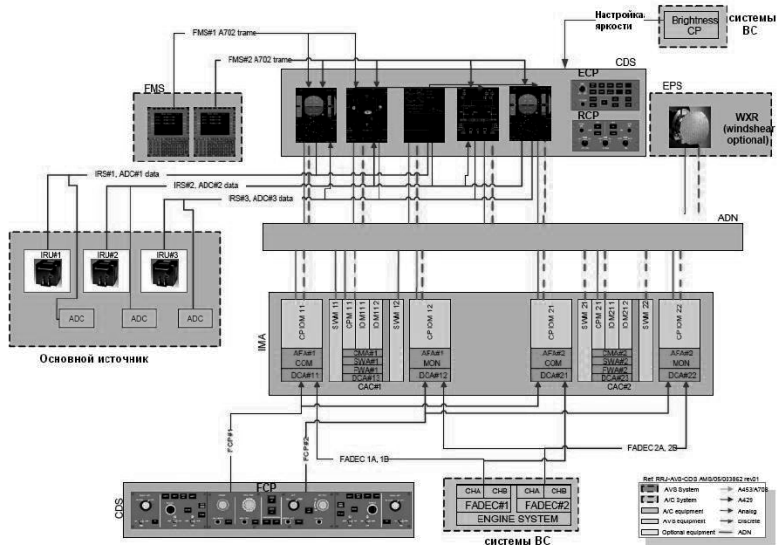


Рис. 3.23 Связь с другими системами ВС

3.15. Дисплеи

Дисплей основан на цветной технологии индикатора на жидких кристаллах с активной матрицей и формирует изображение на экране за счет встроенного компьютера. Дисплеи (PDU68R) представляют собой прямоугольный металлический блок массой: 17.64 фунтов (8 кг). Габаритные размеры (длина x ширина x высота), дюймы (мм) 7.5 (189,5) x 10.3 (261) x 9.5 (241) (Рис.3.24.).

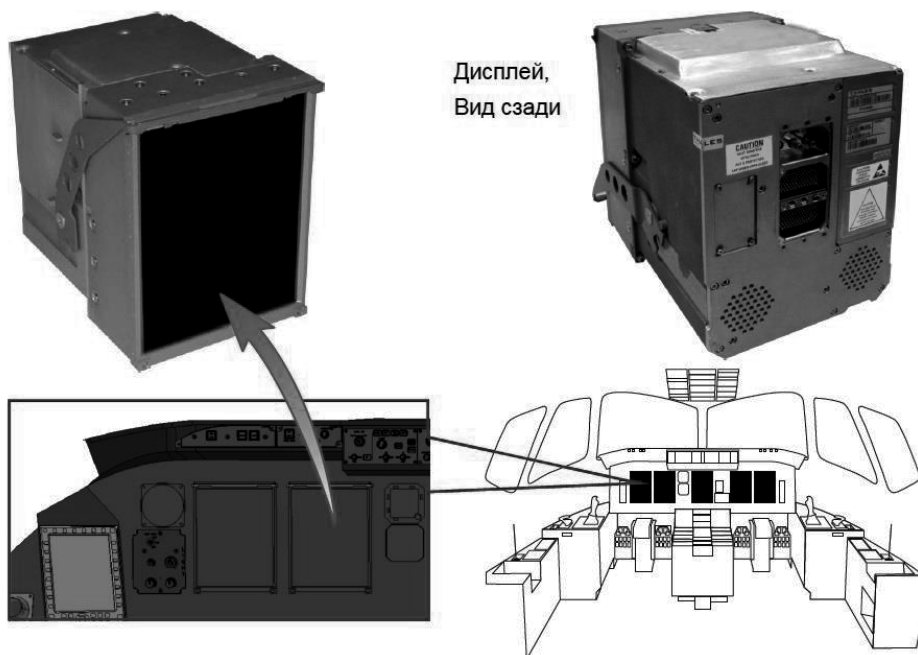


Рис. 3.24 Внешний вид и размещение дисплеев в кабине экипажа

Ниже будут представлены различные режимы работы дисплеев электронной индикации, а также их взаимодействие с пультами управления дисплеев (Рис3.35. -3.37.).

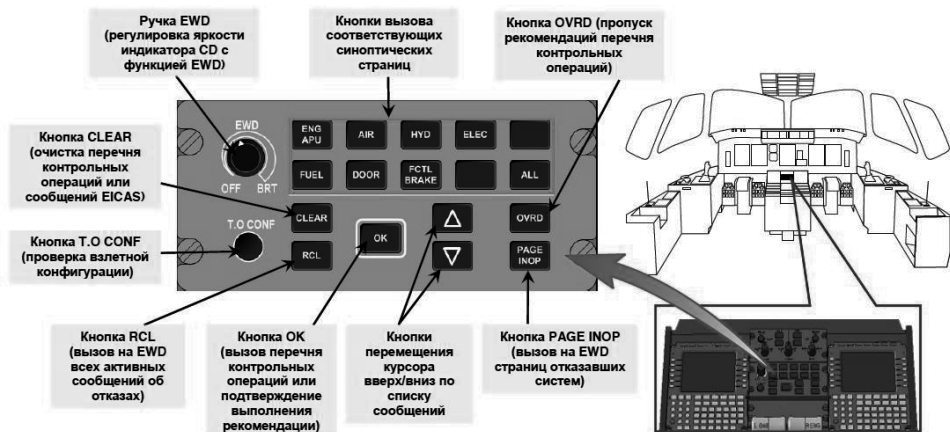


Рис. 3.25 Управление EICAS элементами управления и его расположение в кабине экипажа

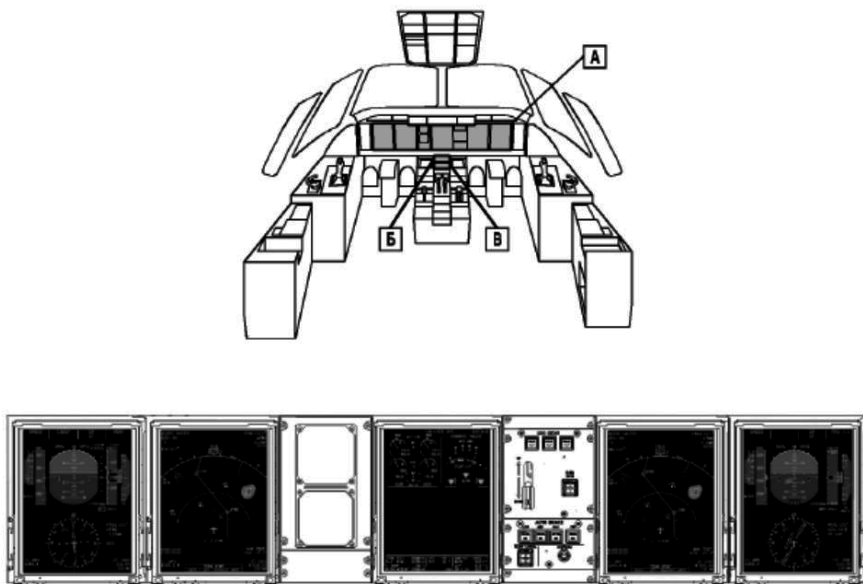


Рис. 3.26 Начальное отображение мнемокадров на дисплеях

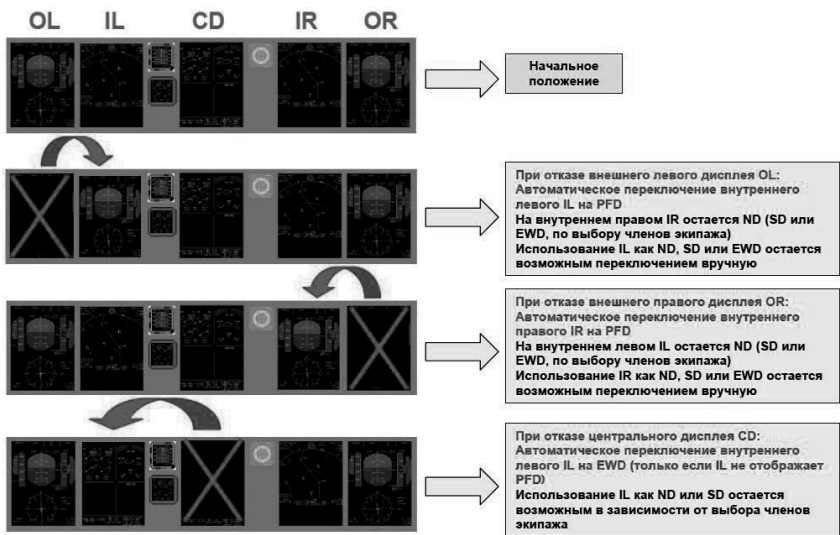


Рис. 3.27 Автоматическое переключение дисплеев в случае отказа одного из НИХ

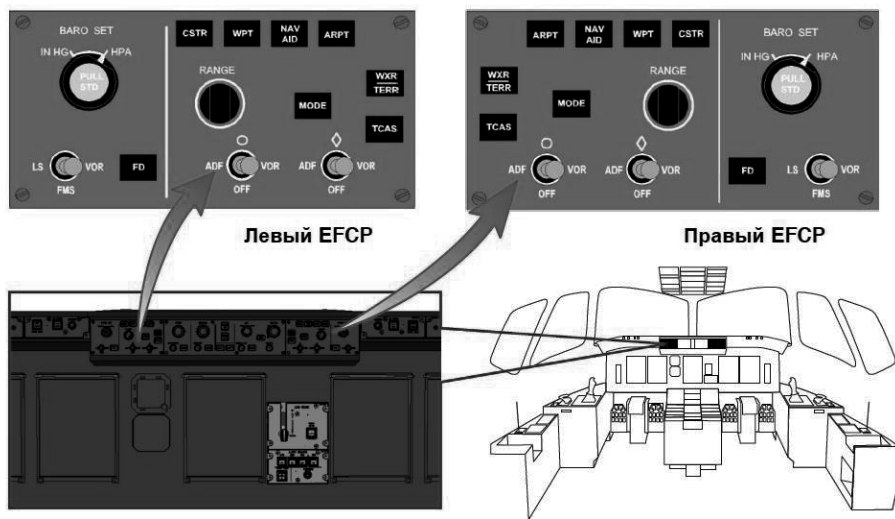


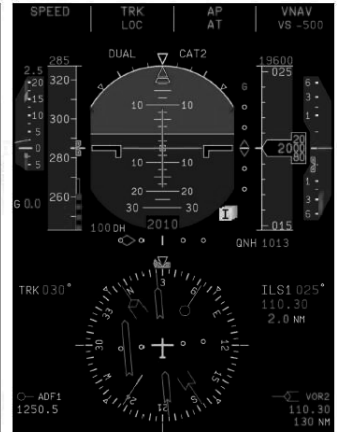
Рис.3.28 Расположение левого и правого пультов управления EFIS на приборной доске



PFD - FMS



PFD - VOR



PFD - ILS

Рис. 3.29 Пример отображение информации разных режимов на PFD

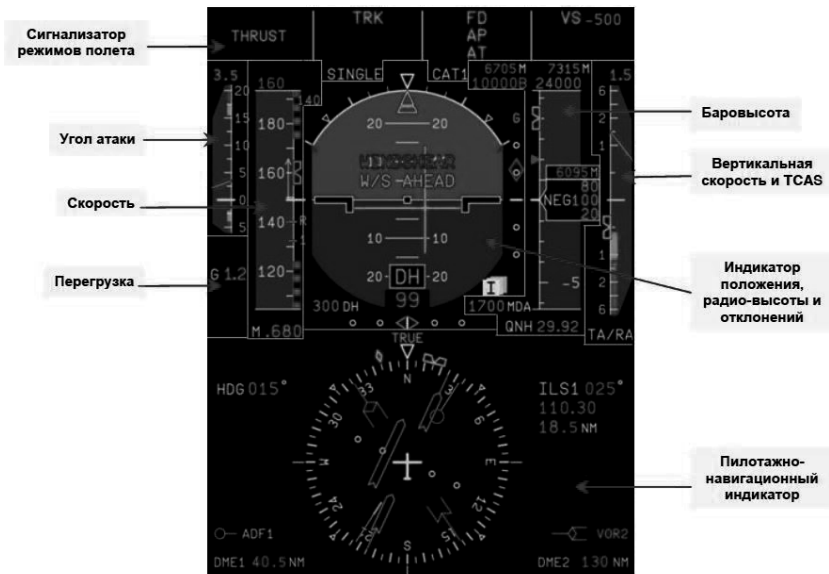


Рис. 3.30 Основные зоны PFD

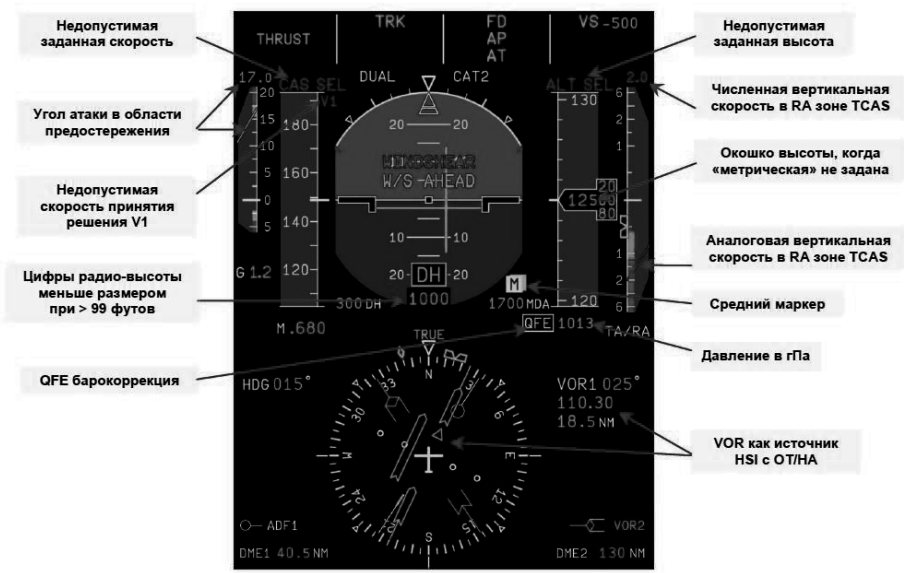


Рис. 3.31 Остальные показатели PFD

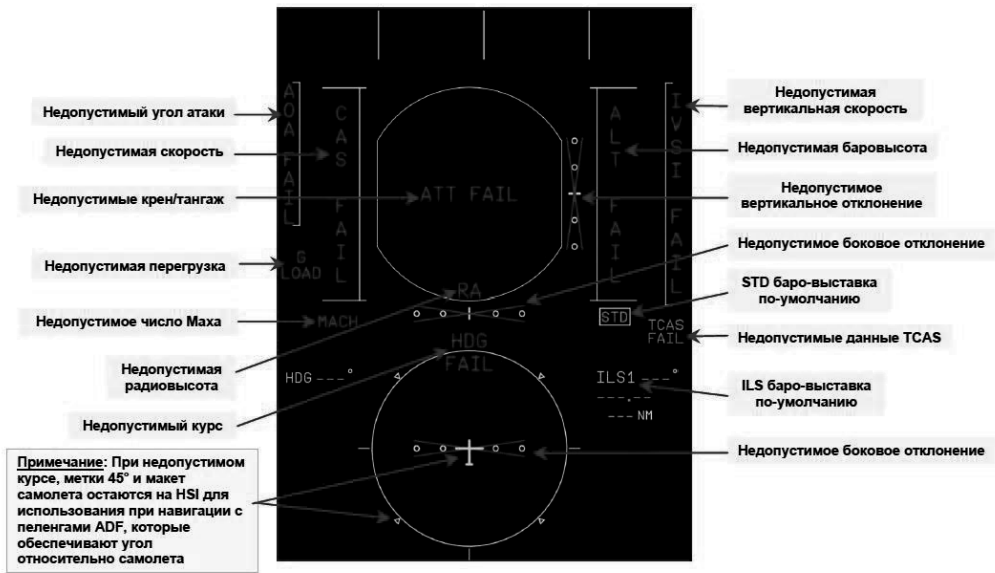
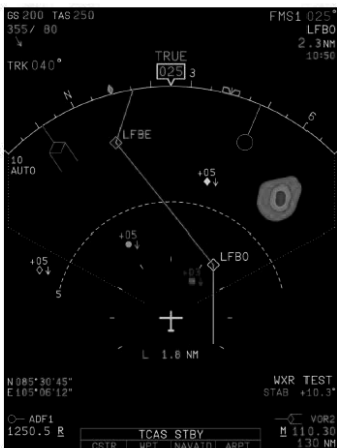


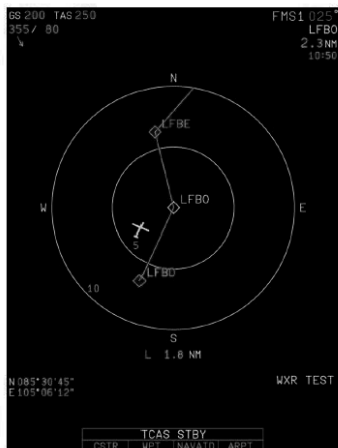
Рис. 3.32 Основные флаги неисправности PFD



ND - ROSE

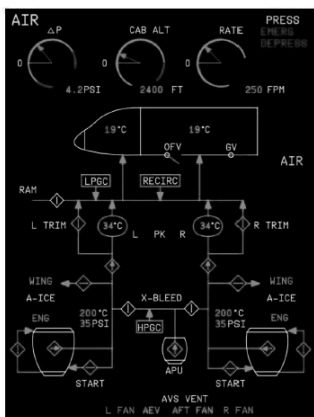


ND - ARC

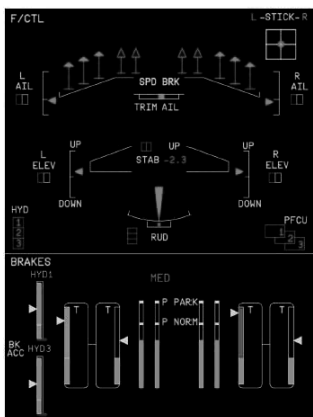


ND - PLAN

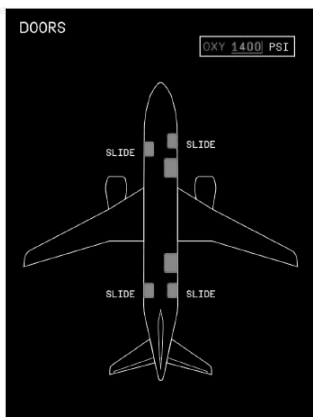
Рис. 3.33 Мнемокард ND в различных системах координат. ROSE – полярная, с центром в точке нахождения самолета, с разверткой на 360 градусов, ARC – та же система, только с разверткой на 180 градусов, PLAN – обычная декартова система координат



AIR

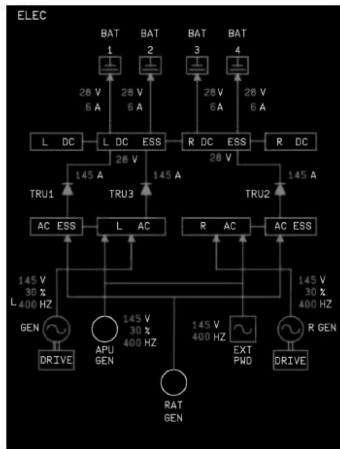


F/CTL - BRAKES

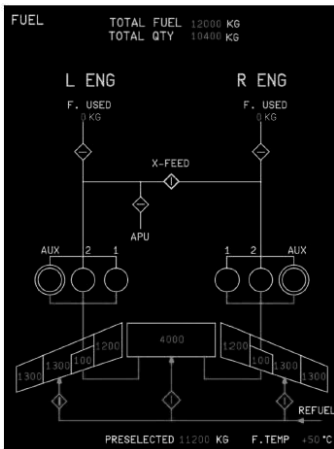


DOORS

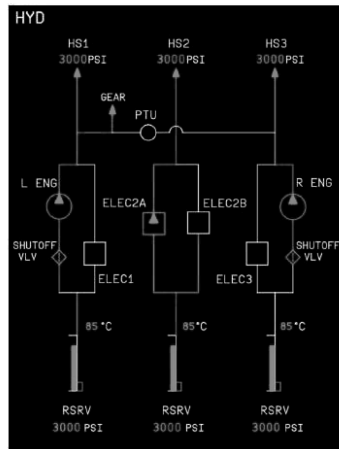
Рис. 3.34 Мнемокард отображение систем. Воздух, система управления – тормоза, двери



ELEC

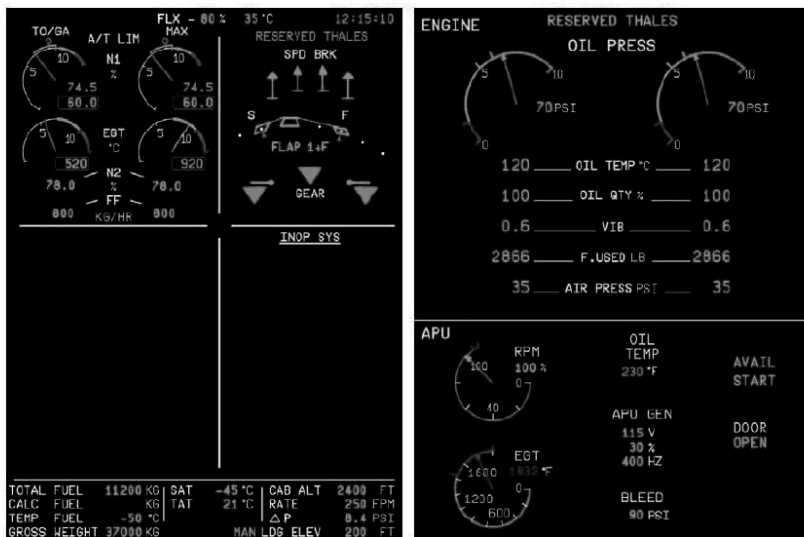


FUEL



HYD

Рис. 3.35 Мнемокард отображения систем. Электроснабжения, топливная система, гидравлическая система



EWD

ENG/APU

Рис. 3.36 Мнемокард отображение информации на EWD

Аварийно-сигнальные сообщения

Текст сообщения	Категория	Расшифровка
CDS F/O MFD EWD DISAGREE	Предупреждающее	Функцией контроля обратной связи дисплея MFD второго пилота и EWD обнаружено рассогласование дисплея MFD второго пилота и EWD
CDS F/O PFD EWD DISAGREE	Предупреждающее	Функцией контроля обратной связи дисплея PFD второго пилота и EWD обнаружено рассогласование дисплея PFD второго пилота и EWD
CDS CAPT PFD DU NOT MON	Уведомляющее	Отсутствует контроль дисплея PFD KBC
CDS CAPT MFD DU NOT MON	Уведомляющее	Отсутствует контроль дисплея MFD KBC
CDS F/O PFD DU NOT MON	Уведомляющее	Отсутствует контроль дисплея PFD второго пилота
CDS F/O MFD DU NOT MON	Уведомляющее	Отсутствует контроль дисплея MFD второго пилота
CDS EWD DU DU NOT MON	Уведомляющее	Отсутствует контроль дисплея EWD
CDS EFIS ADS SINGLE SRCE	Уведомляющее	Информация от одного источника ADS
CDS EFIS IRS SINGLE SRCE	Уведомляющее	Информация от одного источника IRS
CDS CAPT PFD FAULT	Предупреждающее	Отказ PFD KBC
CDS CAPT MFD FAULT	Предупреждающее	Отказ MFD KBC
CDS F/O PFD FAULT	Предупреждающее	Отказ PFD второго пилота
CDS F/O MFD FAULT	Предупреждающее	Отказ MFD второго пилота
CDS EWD FAULT	Предупреждающее	Отказ дисплея EWD
CDS CAPT EFIS CP FAULT	Предупреждающее	Отказ пульта EFIS KBC
CDS F/O EFIS CP FAULT	Предупреждающее	Отказ пульта EFIS второго пилота
CDS BOTH EFIS CP FAULT	Предупреждающее	Отказ обоих пультов EFIS KBC и второго пилота
CDS COM AVNCS FAIL	Предупреждающее	Несоответствие конфигурации самолета CDS авионики
CDS SOFTWARE DISAGREE	Предупреждающее	Несоответствие ПО разных дисплеев (ошибка загрузки данных)

Текст сообщения	Категория	Расшифровка
CDS OPT PFD MFD DISAGREE	Предупреждающее	Функцией контроля обратной связи дисплея MFD и PFD KBC обнаружено рассогласование дисплеев PFD и MFD KBC
CDS F/O PFD MFD DISAGREE	Предупреждающее	Функцией контроля обратной связи дисплеев MFD и PFD второго пилота обнаружено рассогласование дисплеев PFD и MFD второго пилота

Рис. 3.37 Формирование аварийно – сигнальных сообщений

4. Взаимодействие системы автоматического управления полетом с системой центрального вычислителя

Самолёт оснащён интегрированной системой автоматического управления полётом (САУ). САУ представляет собой вычислительную систему, реализованную в оборудовании авионики и взаимодействующую с системой управления самолётом и системой управления двигателями. Функции САУ реализованы с помощью специального программного обеспечения (Рис 4.1.).

САУ Предназначен для:

- Автоматического управления полетом
- Директорного управления
- Автоматического управления тягой двигателя

САУ обеспечивает следующие функции:

- Автоматическое управление полетом по тангажу, крену и рысканью в режимах управления полетом, заданных экипажем (AP)
- Директорное управление по тангажу и крену в режимах управления полетом, заданных экипажем (FD)
- Автоматическое управление тягой двигателей в режимах управления полетом, заданных экипажем или системой управления самолета или в режимах, сопряженных с режимами AP/FD (AT)

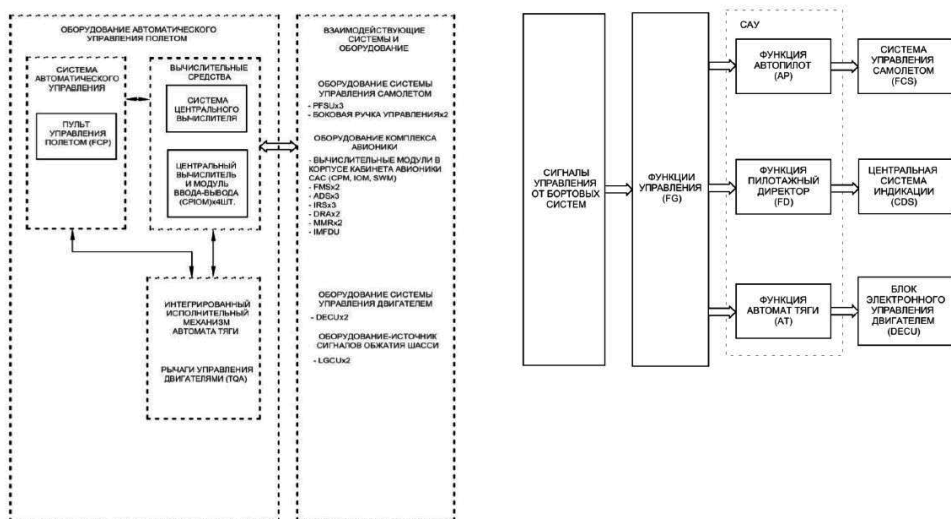


Рис. 4.1 Структурная схема интерфейса

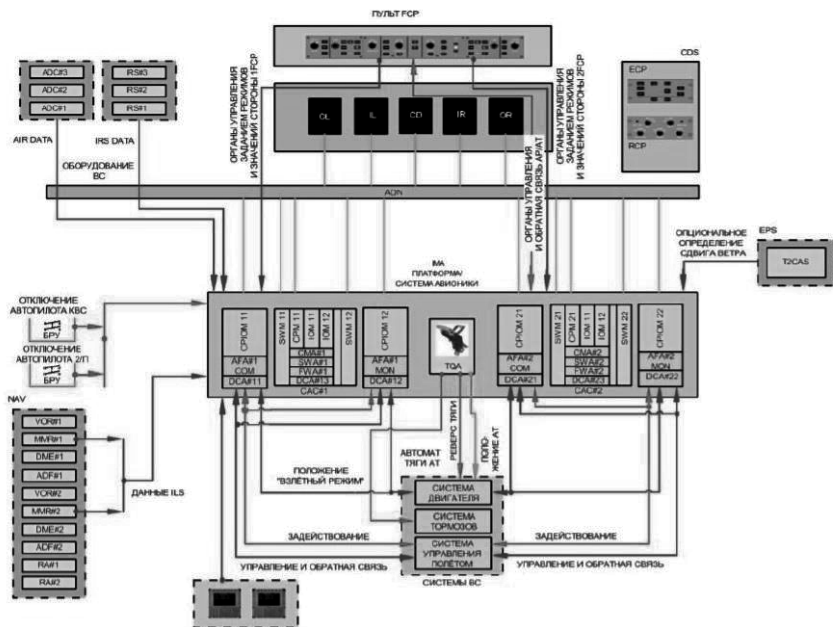


Рис. 4.2 Интерфейс системы автоматического управления полетом

Система автоматического управления полётом (САУ) интегрирована в другие системы и функционально реализована с помощью программного обеспечения АФА (Auto Flight Application). Вычислительные задачи САУ выполняет центральный процессор СРЮМ. Связи процессора СРЮМ с оборудованием САУ реализованы по ARINC429, шине АFDX (Avionics Full Duplex Ethernet), по линиям аналоговых разовых команд (Рис.4.2.):

- В пульт управления полетом (FCP) – на включение/выключение светосигнализаторов кнопок АР и АТ
- В вычислитель системы управления самолетом (PFCU) на включение автопилота
- В блок РУД (ТQA) – на включение сервоприводов автомата тяги (из блоков боковых ручек управления самолетом команды от кнопок отключения АР; из блока РУД (ТQA) от кнопок отключения АТ и кнопок ТO/GA

Сигналы от кнопок отключения АР и АТ и кнопки ТO/GA принимаются в процессор СРЮМ только аппаратными средствами (без программных средств) (Рис 4.4.).

Вычислительная часть САУ реализована на модулях процессора СРІОМ и имеет «дважды сдвоенную» архитектуру, в которой четыре процессора СРІОМ функционально разделены на две пары. В паре процессоров СРІОМ один модуль с программным обеспечением АFA COM формирует командные сигналы (COM), второй с программным обеспечением АFA MON осуществляет контроль (MON). Таким образом, четыре процессора СРІОМ образуют два независимых контролируемых вычислительных канала САУ:

- Канал 1: СРІОМ 11 (COM) и СРІОМ 12 (MON) (Рис.4.5.)
- Канал 2: СРІОМ 21 (COM) и СРІОМ 22 (MON) (Рис.4.6.)

Вычислительная часть САУ обеспечивает «отказоустойчивость» (fail-operational capability) — непрерывность функционирования САУ в случае отказа одного вычислительного канала. Переход на исправный канал САУ происходит автоматически в течение не более 300 ms.

Принцип реализации функции АР (Рис.4.3.) — расчёт командных сигналов автопилота по тангажу, крену и рысканью в размерности (эквивалентного) отклонения БРУС и педалей и выдача их в вычислители PFCU в законы ручного управления рулём высоты, элеронами и рулём направления. Ряд коэффициентов законов ручного управления изменяются по признаку включения АР. Функция АР обеспечивается только при работе системы управления самолётом в режиме «основной». При переходе системы управления самолётом в режим «минимальный» или при потере линий связи со всеми PFCU автопилот и «пилотажный директор» FD отключаются.

Командные сигналы автопилота формируются каждым вычислительным каналом САУ и выдаются из СРІОМ/COM в каждый из трёх вычислителей PFCU по ARINC429. Из системы управления самолётом в процессор СРІОМ по линиям ARINC поступает постоянно формируемый в вычислителе PFCU сигнал «Разрешение АР». Признак, соответствующий отсутствию сигнала «Разрешения АР», свидетельствует об отказе/прекращении приёма командного сигнала автопилота со стороны системы управления самолётом и необходимости отключить (снять попытку включения) автопилота со стороны АFA/СРІОМ.

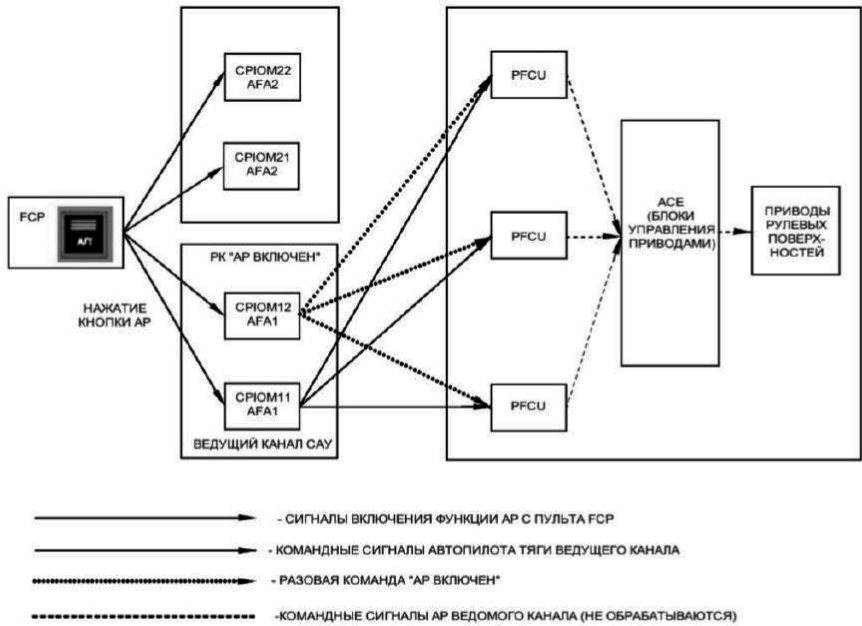


Рис. 4.3 Общая схема реализации функции AP

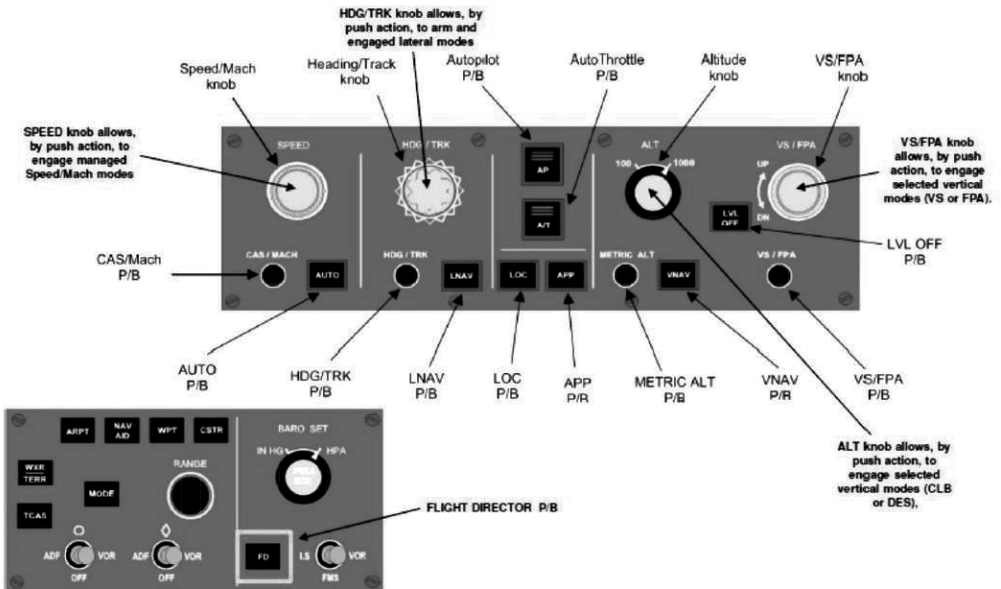


Рис. 4.4 Назначение кнопок приборной панели

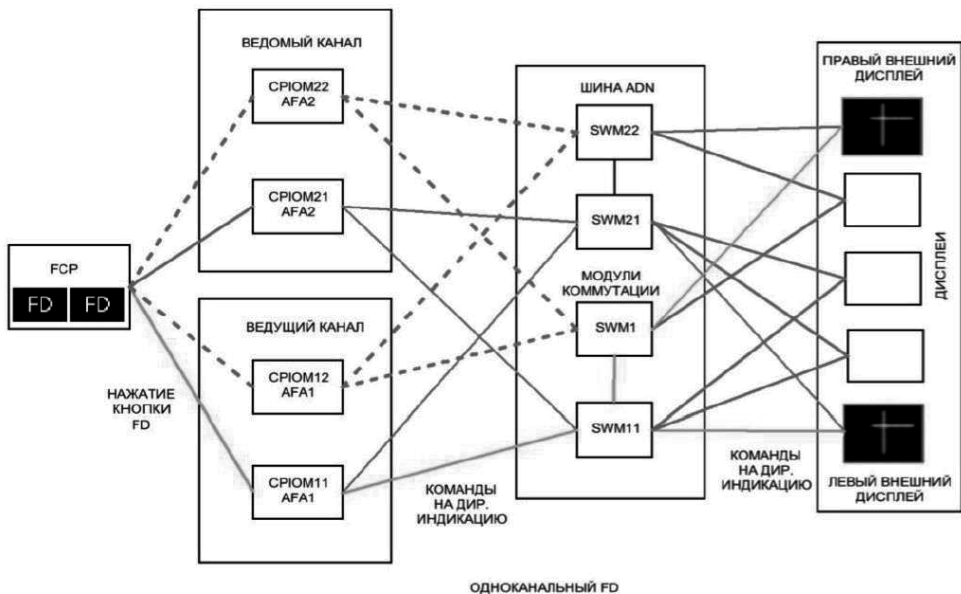


Рис. 4.5 Общая схема реализации функции одноканального FD

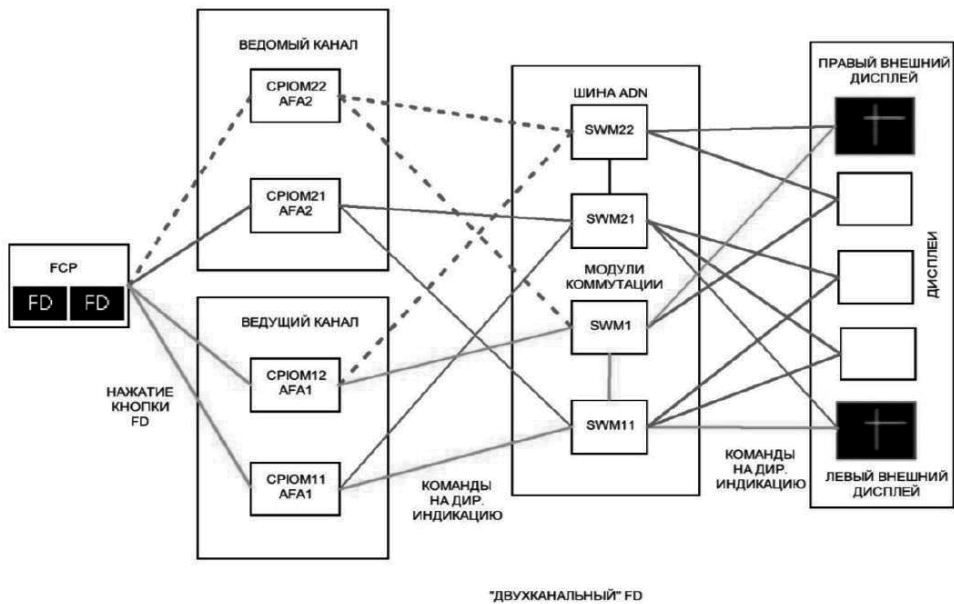


Рис. 4.6 Общая схема реализации функции двухканального FD

Благодаря данному примеру реализации системы автоматического управления, можно представить роль центрального вычислителя в контуре воздушного судна.

Литература

1. Полов Р.М., Рощин А.Г. Ботовые цифровые вычислительные устройства и машины. Ч.1: Учебное пособие. –М.: МГТУ ГА, 2003. – 116 с.
2. Кузнецов С.В. Управляющие системы авионики. Обмен информацией. Учебное пособие. – М.: ИД Академия Жуковского, 2022. – 40 с.
3. SUKHOI SUPERJET 100. Теоретический курс В1&В2. Учебно – тренажерный центр МГТУ ГА. АТА31 – приборное оборудование. 2018. – 110 с.
4. SUKHOI SUPERJET 100. Теоретический курс В1&В2. Учебно – тренажерный центр МГТУ ГА. АТА22 – Оборудование автоматического управления полетом. 2018. – 50 с.
5. ARINC 429.Specification Tutorial Manual. Avionic Databus Solution. V.2.2. 2019
6. ГОСТ 18977 – 79 Комплексы бортового оборудования самолетов и вертолетов типы функциональных связей виды и уровни электрических сигналов. Госстандарт. 1979 – 10с.