

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

---

Кафедра электротехники  
и авиационного электрооборудования

С.Ю. Лисодид, С.А. Решетов

## ЭЛЕКТРООБОРУДОВАНИЕ САМОЛЕТА МС-21

**Учебное пособие**

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

Москва  
ИД Академии Жуковского  
2023

УДК 629.7.064.5  
ББК 0562  
Л63

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

Рецензенты:

*Питовский В.А.* (МГТУ ГА) – канд. техн. наук, доцент;  
*Дмитриев В.М.* (ВУНЦ ВВС «ВВА») – канд. техн. наук

Л63 **Лисодид С.Ю.**  
Электрооборудование самолета МС-21 [Текст] : учебное пособие /  
С.Ю. Лисодид, С.А. Решетов. – М. : ИД Академии Жуковского, 2023. – 140 с.  
ISBN 978-5-907699-87-8

Данное учебное пособие издается в соответствии с рабочей программой учебной дисциплины «Электрооборудование самолета» по учебному плану для студентов факультета авиационных систем и комплексов по направлению подготовки 25.04.02 «Техническая эксплуатация авиационных электросистем и пилотажно-навигационных комплексов» и специальности 25.05.05 «Техническая эксплуатация транспортного радиооборудования» всех форм обучения.

Рассмотрено и одобрено на заседаниях кафедры 22.09.2023 г. и методических советов по специальности 25.05.05 – 26.09.2023 г., по направлению 25.04.02 – 26.09.2023 г.

УДК 629.7.064.5  
ББК 0562  
Св. тем. план 2023 г.  
ноз. 30

ЛИСОДИД Сергей Юрьевич, РЕШЕТОВ Сергей Алексеевич

ЭЛЕКТРООБОРУДОВАНИЕ САМОЛЕТА МС-21

Учебное пособие

*В авторской редакции*

Подписано в печать 07.12.2023 г.

Формат 60x84/16 Печ. л. 8,75 Усл. печ. л. 8,14  
Заказ № 1004/1020-УП12 Тираж 30 экз.

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

Издательский дом Академии имени Н. Е. Жуковского  
125167, Москва, 8-го Марта 4-я ул., д. 6А  
Тел.: (495) 973-45-68 E-mail: zakaz@itsbook.ru

ISBN 9978-5-907699-87-8

© Московский государственный технический  
университет гражданской авиации, 2023

### Введение

Данное учебное пособие представляет собой материалы к лекциям по дисциплинам «Электрооборудование воздушных судов» образовательной программы направления подготовки (специальности) 25.04.02 Техническая эксплуатация авиационных электросистем и пилотажно-навигационных комплексов.

Пособие предназначено для изучения обучающимися систем электрооборудования самолета МС-21.

В учебном пособии отражены вопросы предназначения, состава и особенностей эксплуатации таких систем электрооборудования самолета МС-21, как система управления стабилизатором воздушного судна, система управления двигателями, включая системы топливного регулирования, системы измерения температуры, частоты и давления. Отражена работа и взаимосвязи с другими системами автомата тяги.

Рассмотрены структура и особенности построения системы запуска и систем зажигания как основных маршевых силовых установок, так и вспомогательной силовой установки. Нашел отражение состав электрооборудования топливной системы самолета.

Рассмотрена работа и показан состав оборудования противообледенительной системы и средств пожарной защиты. Отражены вопросы взаимодействия этих систем со смежными системами. Показаны взаимосвязи между ними. Также рассмотрена работа электрооборудования входящего в систему кондиционирования воздуха.

Приведен состав и назначение светотехнического оборудования воздушного судна. Рассмотрены режимы его работы.

Материалы представленные в пособии позволяют усовершенствовать знания в области электрооборудования современного воздушного судна на примере самолета МС-21.

## 1. ЭЛЕКТРООБОРУДОВАНИЕ УПРАВЛЕНИЯ СТАБИЛИЗАТОРОМ

Управление стабилизатором предназначено для балансировки самолета в полете в продольном канале путем перестановки стабилизатора при автоматическом и ручном управлении самолетом.

Управление стабилизатором состоит из:

- органов управления и индикаторов положения стабилизатора
- механизма перестановки стабилизатора (МПС)

Блок схема управления стабилизатором представлена на рис. 1.1

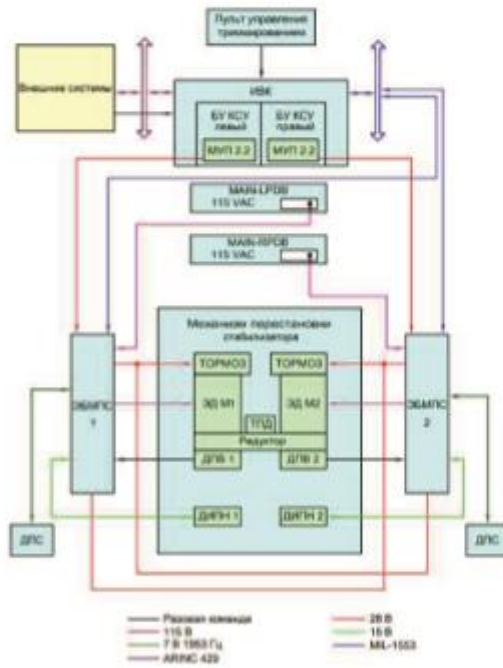


Рис. 1.1. Блок схема управления стабилизатором

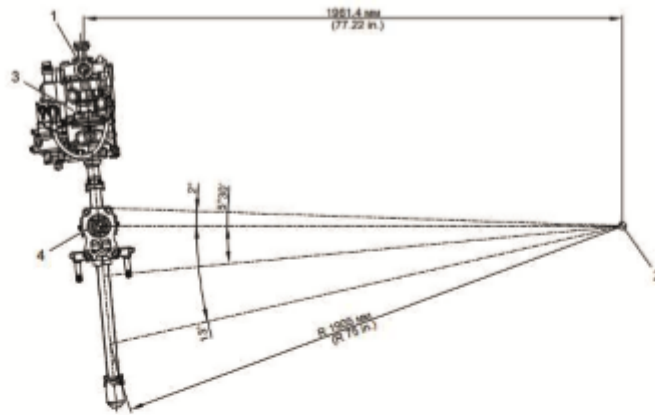


Рис. 1.2. Кинематическая схема механизма перестановки стабилизатора

Кинематическая схема МПС приведена на рис. 1.2.

Условные обозначения к рис. 1.2:

- 1 - Узел крепления МПС к фюзеляжу стабилизатора
- 2 - Ось вращения стабилизатора
- 3 - Механизм перестановки
- 4 - Узел крепления МПС к стабилизатору

Электронные блоки механизма перестановки стабилизатора (ЭБМПС) выполняют контроль сигналов от датчиков положения стабилизатора (ДПС), датчиков изменения пути нагрузки (ДИПН) и датчиков положения винта (ДПВ). Полученные сигналы ЭБМПС передают в модуль управления приводами (МУП) из состава информационного вычислительного комплекса (ИВК) по линии цифровой связи. От МУП ЭБМПС получает управляющие сигналы, электропитание постоянным током и выполняет обмен информацией о положении стабилизатора, а также выполняет контроль исправности компонентов системы управления стабилизатором. Электропитание переменным током ЭБМПС получает от основного левого (правого) распределительного устройства электропитания MAIN-LPDB (MAIN-RPDB). ЭБМПС управляет своим электродвигателем М и тормозом соседнего электродвигателя М. По сигналу ЭБМПС электропитание подается

на "активный" электродвигатель М, который передает крутящий момент на винт. Вращение винта преобразуется в линейное перемещение узла крепления МПС к стабилизатору [4], который перемещает стабилизатор относительно оси вращения [2] на заданный угол. Обратная связь обеспечивается датчиками ДПС и ДПВ

Автоматическое управление стабилизатора отключается по команде ИВК в следующих случаях:

- при последовательных отказах обоих каналов МПС
- при заклинивании МПС
- при переходе на резервный путь нагружения
- при отказе тормоза постоянного действия

При возникновении отказов в системе управления стабилизатором на кадре EWD появляются текстовые сообщения, которые сопровождаются звуковой и световой сигнализацией.

Механизм перестановки стабилизатора (рис. 1.3.) предназначен для установки стабилизатора в заданное положение состоит из:

- корпуса редуктора [1], на котором установлены:
  - \* электродвигатели [14]
  - \* такелажные узлы [3] и [27]
  - \* кнопка проверки устройства перехода на резервный путь нагрузки [13]
  - \* верхнее окно осмотра тормоза постоянного действия (ТПД) [2]
  - \* нижнее окно осмотра ТПД [26]
  - \* окно уровня масла [15]
  - \* штуцеры заправки [17] и слива [12] масла
  - \* датчики положения винта (ДПВ)
- верхнего кардана [16], который состоит из:
  - \* шаровой опорой с заделанным подшипником [18]
  - \* шаровой опорой со свободным подшипником [19]
  - \* цапфы верхнего кардана [24]
- нижнего кардана [33], который состоит из:
  - \* шаровых опор [28]
  - \* цапф нижнего кардана [29]
  - \* гайки основного пути нагрузки [11]
  - \* гайки резервного пути нагрузки [6]
  - \* пластин резервного пути нагрузки [5]
  - \* пластин передающих [32]
  - \* датчиков изменения пути нагрузки (ДИПН) [10]

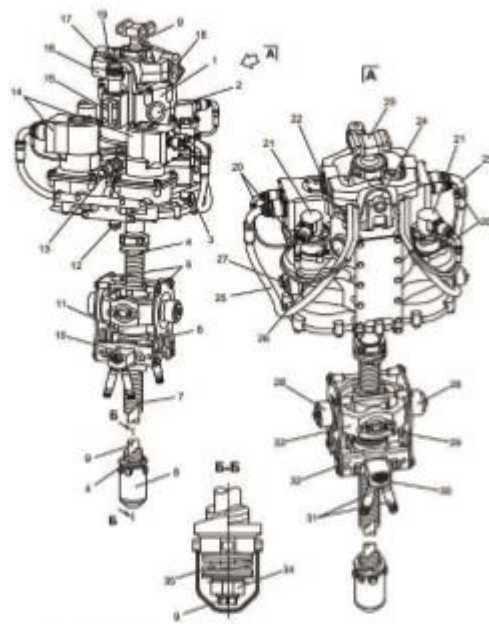


Рис. 1.3. Механизм перестановки стабилизатора

- кнопки проверки датчика пути нагрузки [30]
- винта [7] с упорами [4]
- стяжного вала резервного пути нагрузки [9] с гайкой [34] и пружиной [35] под защитным кожухом [8]
- шгутов между блоком электронным МПС и датчиком положения винта/электрическим тормозом [20]
- шгутов между блоком электронным МПС и электродвигателем [25]
- электрических соединителей датчиков пути нагрузки [31].

Электронный блок механизма перестановки стабилизатора (ЭБМПС) предназначен для управления, контроля и электропитания МПС.

Электропитание блока осуществляется трехфазным переменным током частотой от 360 до 800 Гц напряжением 115В и напряжением постоянного тока 28В.

Сигналы управления от систем самолета и от пульта управления триммированием (ПУТ) поступают в соответствующий модуль управления приводами из состава блока управления. Сигналы с датчиков обратной связи МПС поступают в ЭБМПС, который обеспечивает цифровую обратную связь с блоком управления приводами по шине передачи данных. По этой же шине данных в ЭБМПС поступают управляющие сигналы.

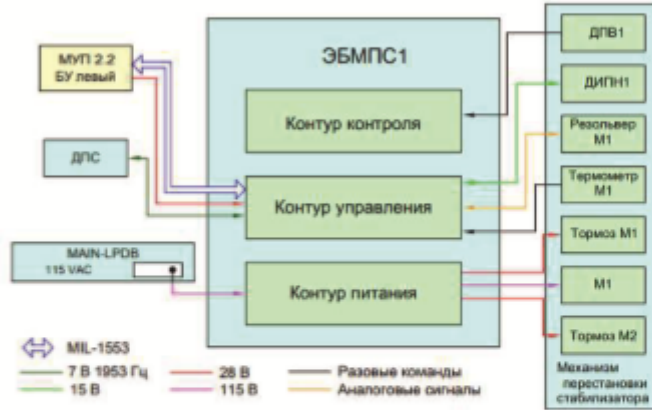


Рис. 1.4. Структура блока ЭБМПС одного из каналов.

Принципиальная блок-схема управления МПС (ЭБМПС) одного из двух каналов приведена на Рис. 1.4.

Упрощенная принципиальная схема междомодульного обмена информацией ЭБМПС включает контур контроля, контур управления и контур электропитания.

Контур контроля ЭБМПС выполняет следующие функции:

- считывает информацию о положении стабилизатора от ДПС из контура управления
- получает информацию о положении винта от датчика положения винта (ДПВ)
- сравнивает информацию о положении винта и стабилизатора.

Контур управления ЭБМПС выполняет следующие функции:



- принимает сигнал запроса скорости вращения электродвигателя от блока МУП 2.2
- обменивается информацией с резольвером электродвигателя
- получает информацию от датчиков положения стабилизатора (ДПС)
- получает данные о температуре обмоток электродвигателя
- получает информацию от датчиков изменения пути нагрузки (ДИПН)
- передает информацию в блок МУП 2.2.

Контур электропитания ЭБМПС выполняет следующие функции:

- обеспечивает электропитание и фильтрацию линий 115V AC
- обеспечивает контроль и управление преобразователем 28V DC
- управляет коммутацией фаз электродвигателя по сигналам резольвера через контур управления
- управляет электромагнитным тормозом электродвигателей электрического сервопривода МПС.

Управление бесконтактным электродвигателем постоянного тока осуществляется с использованием сигналов датчика положения ротора – (резольвера) и сигналов формируемых ЭБМПС.

## 2. СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ ДВИГАТЕЛЯМИ ПД-14

Система управления двигателями предназначена для:

- обеспечения запуска двигателя и останова
- управления режимами работы двигателя
- контроля параметров работы двигателя и его систем.

Система управления двигателями состоит из системы управления режимами работы двигателя и системы топливного регулирования.

Упрощенная схема системы управления двигателями приведена на рис. 2.1.

Система управления режимами работы двигателя предназначена для обеспечения возможности работы двигателя и его систем на заданных режимах.

Система управления режимами работы двигателя состоит из:

- блока рычагов управления двигателями (БРУД)
- блока вычислителя-концентратора (БВК)
- пульта запуска двигателей (ПЗД)

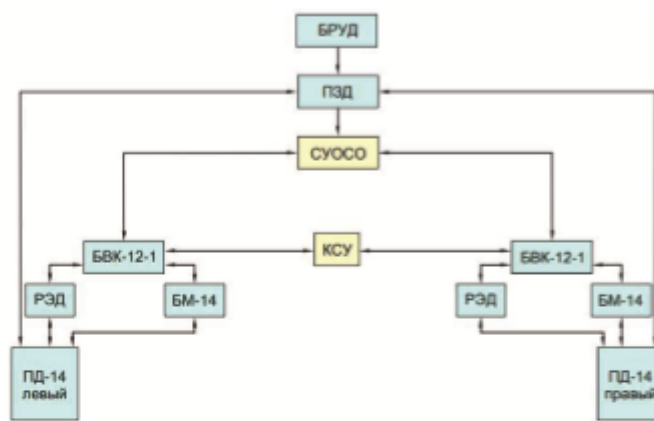


Рис. 2.1. Блок схема системы управления двигателями

### 2.1 Блок рычагов управления двигателями

Блок рычагов управления двигателями (БРУД) предназначен для:

- раздельного и совместного управления двигателями в ручном режиме управления при увеличении и уменьшении прямой и обратной тяги
- преобразования углового положения РУД в электрические аналоговые сигналы, которые выдаются в регулятор электронного двигателя (РЭД)
- раздельного и совместного перемещения РУД при помощи механизма привода в режиме автоматического управления прямой тягой по сигналам ИВК КСУ (информационно-вычислительного комплекса комплексной системы управления).

В таблице 1 представлены:

- маркировка положений РУД на панели световой БРУД
- режимы работы двигателя, которые соответствуют маркировке РУД
- углы отклонения РУД от нулевого положения и наличие механических упоров РУД.

Таблица 1 Маркировка положений РУД на панели световой БРУД

Маркировка положений РУД	Режим работы двигателя	Угол отклонения РУД, град Наличие упора РУД
MTO	Maximum Takeoff - максимальный взлетный режим	55 Механический упор
MCT	Maximum Continuous - максимальный продолжительный режим	47 Упора нет
MCL	Maximum Climb - максимальный режим набора высоты	41 Упора нет
IDLE	IDLE - малый газ	0 Механический упор
MIN REV	Minimum Reverse - минимальный реверс	-7 Проводной упор
MAX REV	Maximum Reverse - максимальный реверс	-25 Механический упор

Блок рычагов управления двигателями расположен на центральном пульте кабины экипажа (Рис. 2.2) состоит из:

1 Двух независимых модулей. Левый модуль предназначен для управления левым двигателем, правый - для управления правым двигателем.

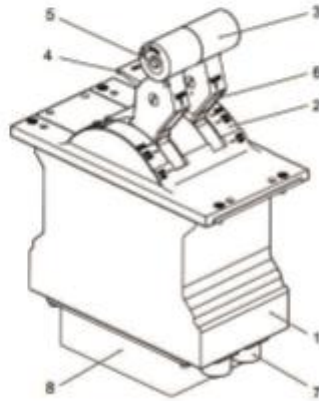


Рис. 2.2 Блок рычагов управления двигателем

Каждый модуль состоит из:

- РУД [3]
- триггер реверса [4]
- механической передачи для связи РУД с датчиками RVDT и приводом автомата тяги
- устройства блокировки переходов с прямой на обратную тягу
- привода автомата тяги (ATFA)
- фрикционного устройства
- двух одноканальных индукционных датчиков положения РУД (RVDT)
- трех пар концевых двухполюсных микропереключателей, установленных в следующих номинальных положениях РУД: 46°, 5° и минус 3,5°
- кнопки A/T DISC (Autothrust Disconnect) отключения режима автоматического управления тягой двигателя [5]
- клавиши TO/GA (Takeoff/Go-Around) включения режимов «Взлетный/Уход на второй круг» [6]

2 Корпуса [1]

3 Панели световой [2] с подсветкой.

4 Блока управления электронного (ECU) [8]

5 Четырех электрических соединителей [7]

БРУД обеспечивает:

1 Перемещение РУД в режимах ручного и автоматического управления тягой. В ручном режиме управления тягой РУДы перемещаются летчиком. В режиме автоматического управления тягой РУДы перемещаются при помощи электромеханического компонента автомата тяги по командам от ИБК КСУ.

2 Преобразование с помощью двух датчиков типа RVDT углового положения РУД в электрические сигналы, выдаваемые в соответствующий канал А или В электронного блока управления двигателем, для задания режима работы двигателей.

3 Раздельное и одновременное управление двигателями в ручном и автоматическом режимах управления при увеличении и уменьшении тяги:

- увеличение прямой тяги при перемещении РУД из положения IDLE до положения MTO
- уменьшение прямой тяги при перемещении РУД из положения MTO до положения IDLE
- увеличение обратной тяги при перемещении РУД из положения MIN REV до положения MAX REV, только в ручном режиме

- уменьшение обратной тяги при перемещении РУД из положения MAX REV до положения MIN REV, только в ручном режиме.

4 Перевод РУД в положение обратной тяги только из положения IDLE и только после перемещения триггера реверса из нижнего положения в верхнее. После чего возможна установка РУД в положение проходного упора MIN REV и далее в положение MAX REV или в промежуточное положение.

5 Обратный перевод РУД в положение прямой тяги только из положения IDLE и после возвращения триггера реверса из верхнего положения в нижнее положение. (Триггер реверса тяги возвращается из верхнего положения в нижнее под действием пружины, когда РУД находится в положении IDLE.)

Преобразование углового положения РУД в напряжение осуществляется индукционными датчиками углового положения РУД (RVDT) (рис. 2.3).

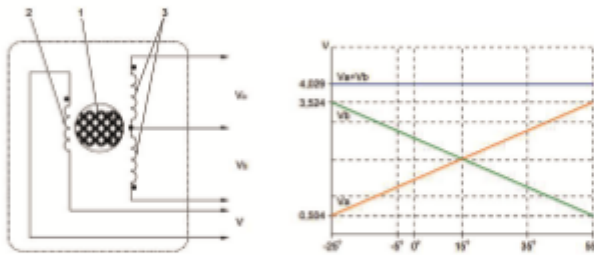


Рис. 2.3 Индукционный датчик углового положения РУД

Условные обозначения к рис. 2.3:

- 1 Ротор
- 2 Первичная обмотка
- 3 Вторичные обмотки
- V<sub>a</sub>, V<sub>b</sub> выходное напряжение (в ЕЕС)
- V входное напряжение (от ЕЕС)

На рис. 2.3 так же приведены графики зависимости действующих значений выходных напряжений от углового положения РУД.

Для обеспечения выдачи информации о положении РУД в каждом модуле РУД имеется три пары двухполюсных микропереключателей. Они замыкаются с помощью кулачка (выступа), расположенного на ступице рычага. Контакты

микрореле соединены напрямую с интерфейсными разъемами и выдают дискретные команды в СУОСО и ВСУ (электронный блок тормозной системы).

Выходные сигналы положения по каждому РУД:

- два дискретных сигнала МСТ выдаются в СУОСО и ВСУ при нахождении РУД в положении от 46° до 55°
- два дискретных сигнала IDLE выдаются в СУОСО и ВСУ при нахождении РУД в положении от 5° до минус 25°
- два дискретных сигнала "Открытие замков реверса" выдаются в СУОСО при нахождении РУД в положении от минус 3,5° до минус 25°.

#### Работа в режиме автоматического управления тягой

Функциональная схема автомата тяги А/Т представлена на (Рис. 2.4).

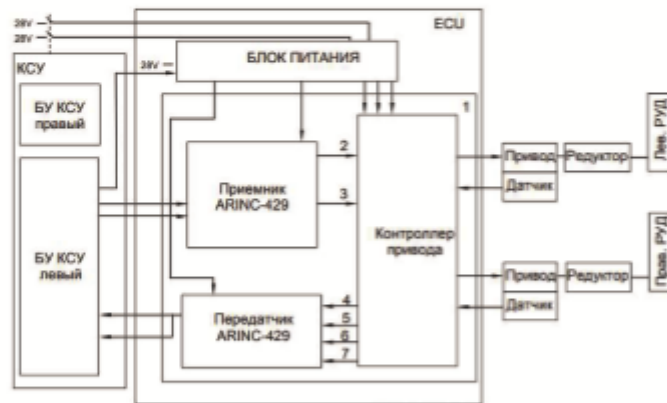


Рис 2.4. Функциональная схема автомата тяги

На схеме ECU - электронный блок управления

1 Модуль управления А/Т

2 Заданная скорость перемещения

- 3 Сигнал включения А/Т
- 4 Текущая скорость перемещения РУД
- 5 Команды каналов управления РУД
- 6 Направление перемещения РУД
- 7 Статус

Включение режима автоматического управления тягой (режима А/Т) осуществляется с пульта КСУ. Режим А/Т осуществляется от системы ИБК КСУ электродистанционно, путем изменения положения РУД, которые перемещаются электромеханическими приводами через редуктор с постоянным передаточным отношением. КСУ направляет сигнал заданной величины тяги для каждого РУД по двум шинам ARINC. Автоматическое управление угловым положением РУД осуществляется электроприводом по сигналам от ECU. Недоход РУД до упоров крайних положений IDLE и МТО составляет два градуса. Это позволяет исключить перегрузку электромеханического привода и его отказ.

Использование электромеханического привода РУД обеспечивает управление тягой каждого из двигателей с помощью электрических сигналов датчиков RVDT по тем же цепям, что и при ручном управлении. Скорость перемещения РУД в режиме А/Т формирует и выдает КСУ.

Электрическое питание контроллера привода осуществляется от двух шин бортовой сети постоянного тока с номинальным напряжением 28 В. Третья шина постоянного тока с номинальным напряжением 28 В, которая идет в ECU от КСУ, обеспечивает функции канала связи ARINC. КСУ снимает электропитание с контроллера привода при отказах БРУД или при отключении А/Т, когда летчик переходит на ручное управление тягой.

Блок ECU взаимодействует с КСУ через шину ARINC-429. КСУ формирует и выдает в ECU по двум кодовым линиям шины ARINC-429 информацию со скоростью 100 Кб/с.

В каждом РУД имеются кнопки А/Т DISC [5] со спаренными контактами, однократного нажатия без фиксации, с защитой от случайного нажатия. Она напрямую соединена с интерфейсным разъемом и при нажатии выдает в ИБК КСУ дискретную команду на отключение режима А/Т.

Отключение режима А/Т возможно при приложении вручную к любому РУД усилия пересиливания привода автоматического управления. БРУД при этом выдает в ИБК КСУ по кодовой линии сигнал на пересиливание А/Т.

### Включение режима TO/GA

В каждом РУД имеются клавиши режима TO/GA [6] (Takeoff/Go-Around - включения режимов «Взлетный/Выход на второй круг») со спаренными контактами, однократного нажатия, без фиксации, с защитой от случайного нажатия. Она напрямую соединена с интерфейсным разъемом и при нажатии выдает в ИВК КСУ дискретную информацию на включение режима TO/GA.

### Визуальная индикация положения РУД

Для визуальной индикации положения РУД на световой панели БРУД нанесена маркировка фиксированных положений РУД, Таблица 1.

На каждом РУД имеются белые риски. На световой панели БРУД рядом с обозначениями режимов работы двигателей также имеются белые риски. При установке РУД белая риска на рычаге должна совпадать с белой риской на световой панели БРУД.

### Загрузка хода РУД

Загрузка хода РУД необходима исходя из эргономических соображений. При перемещении РУД тормозной момент создается в результате взаимодействия магнитных полей статора и ротора фрикционного устройства.

Фрикционное устройство является составной частью привода АТФА и состоит из:

- статора, изготовленного из цилиндрического набора пластин (материал с остаточной намагниченностью);
- ротора с постоянными магнитами

Фрикционное устройство полностью пассивный элемент, не нуждающееся в электропитании. Тормозной момент постоянен и не зависит от скорости вращения ротора.

### Положение минимального реверса

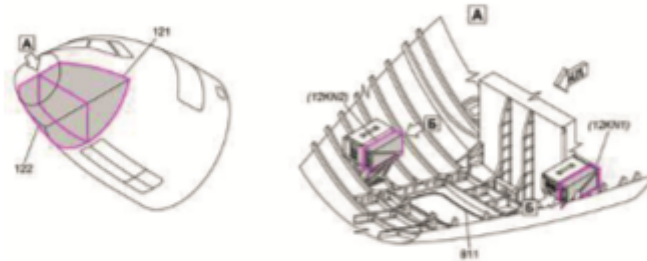
Для облегчения выставки РУД в положение MIN REV предусмотрен проходной упор. На эксцентрик БРУД имеются пазы, соответствующий положению минимального реверса (-7°). Эффект проходного упора обеспечивается благодаря нагруженному пружинной рычагу с роликом. При выставке ступицы РУД в



положение MIN REV ролик рычага становится в паз на эксцентрик. Для дальнейшего перемещения РУД необходимо приложить дополнительное усилие.

## 2.2 Блок вычислитель-концентратор

Блок вычислитель-концентратор (БВК) предназначен для обеспечения взаимодействия с агрегатами и системами самолета и двигателя:



- Рис. 2.5 Расположение блока вычислителя-концентратора
- системой управления общесамолетным оборудованием
  - бортовым радиоэлектронным оборудованием
  - комплексной системой управления
  - регулятором электронным двигателя
  - блоком мониторинга.

Расположение БВК показано на рис. 2.5.

При подаче питания БВК выполняет встроенный контроль и перевод в режим функционирования или технологический режим. В режиме функционирования обеспечивается расширенный контроль, прием, обработка и выдача данных. В технологическом режиме обеспечивается контроль БВК и загрузка программного обеспечения.

## 2.3 Система топливного регулирования

Система топливного регулирования предназначена для:

- управления агрегатами и исполнительными механизмами для обеспечения запуска и останова двигателя
  - подачи дозированного топлива в камеру сгорания
  - комплексного управления и поддержания режимов работы двигателя в соответствии с заданными программами
  - обеспечения информационного обмена с системами самолета
  - предотвращения нарушений ограничений параметров двигателя.
- Система топливного регулирования состоит из:
- регулятора электронного двигателя (РЭД)
  - дозатора топлива
  - блока защиты двигателя (БЗД)
  - системы измерения частоты вращения
  - системы измерения температуры
  - системы измерения давления
  - системы электропитания и коммутации (СЭПК)

Блок схема системы топливного регулирования представлена на рис. 2.6.

Для предотвращения нарушения ограничений превышения эксплуатационных ограничений двигателя в системе топливного регулирования предусмотрены ограничения:

- максимальной частоты вращения ротора низкого давления
- максимальной частоты вращения ротора высокого давления
- давления воздуха за КВД
- температуры газа за турбиной низкого давления (ТНД)
- расхода топлива на приемистости
- максимальной частоты вращения ротора стартера

Для предотвращения нарушений ограничений параметров в системе топливного регулирования предусмотрены защитные функции двигателя:

- от раскрутки
- от помпажа
- от высокой температуры газа за ТНД на запуске.

По сигналам от датчиков системы измерения частоты вращения РЭД и БЗД выполняют защиту двигателя от раскрутки. По сигналу от датчиков давления за КВД РЭД выполняет защиту от помпажа. По сигналам от датчиков температуры газа ТТ ЗАП и ТТ РЭД выполняет защиту от высокой температуры газа за ТНД на запуске.

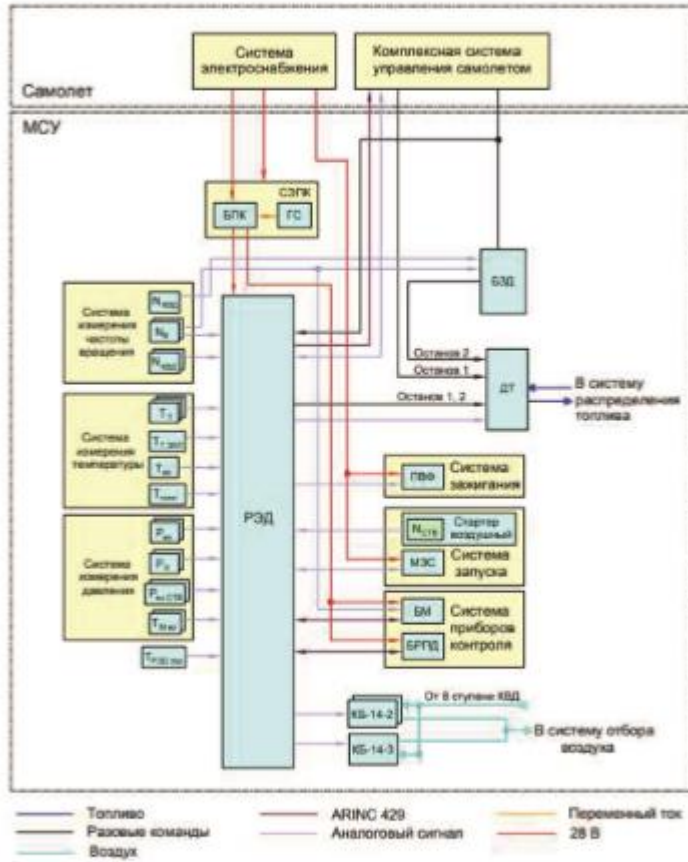


Рис. 2.6 Блок схема системы топливного регулирования

Защитные функции от раскрутки реализованы следующим образом:

- при обрыве вала ТНД и раскрутки ТНД РЭД формирует команду в дозатор на прекращение подачи топлива с блокировкой
- при возникновении условий раскрутки роторов КВД или КНД ВЭД формирует команду в дозатор на прекращение подачи топлива.

Электропитание РЭД обеспечивается от блока питания и коммутации (БПК), который объединяет питание двух источников: от автономного генератора ГС (основное) и от системы электроснабжения самолета (резервное). Электропитание ВЭД выполняется от системы электроснабжения самолета.

### 2.3.1 Регулятор электронный двигателя

Регулятор электронный двигателя (РЭД) предназначен для управления исполнительными механизмами топливной системы и агрегатами двигателя.

РЭД выполняет следующие функции:

- управление запуском двигателя:
  - управление системой зажигания и заслонкой стартера (МЗС)
  - формирование сигнала для включения разгрузки гидронасоса
  - регулирование расхода топлива в камеру сгорания
  - защита от высокой температуры турбины (ВТЗ)
  - аварийная блокировка включения стартера
  - управление клапаном перепуска воздуха на запуске (КПВЗ)
  - управление распределением топлива по коллекторам КС
- управление двигателем на режиме «Малый газ»:
  - земной малый газ (ЗМГ)
  - малый газ при заходе на посадку (ПМГ) «Approach Idle»
  - малый газ при повышенных отборах воздуха («Bleed Idle»)
  - полетный малый газ (малый газ при снижении, ПМГсн)
- управление приемистостью и сбросом режима (в том числе на режимах обратной тяги)
- управление распределением топлива по коллекторам КС на режимах прямой и обратной тяги
- управление системой отбора воздуха:
  - положением штоков гидроцилиндров привода механизации КВД
  - положением штоков гидроцилиндров привода механизации КНД (ПВ ПС)

- первой ступенью клапана перепуска воздуха из промежуточных ступеней КВД (КПВ1)
- второй ступенью клапана перепуска воздуха из промежуточных ступеней КВД (КПВ2)
- клапаном наддува и охлаждения опор
- клапаном охлаждения сопловых лопаток второй ступени (СЛ2) ТВД
- клапаном обдува корпусов ТВД и ТНД (САУРЗ 100)
- клапаном обдува корпуса ТВД (САУРЗ 10)
- клапаном обдува корпуса КВД (САУРЗ КВД)
- клапаном перепуска масла через ТМТ Д1 (КПМ1)
- управление обогревом воздухозаборника двигателя
- ограничение максимальной величины давления воздуха за компрессором
- ограничение температуры газа за ТНД
- ограничение частоты вращения вентилятора
- ограничение частоты вращения ротора КВД
- ограничение расхода топлива на режимах приемистости и сброса
- блокировка взлетного режима
- управление системой зажигания в автоматическом режиме и по сигналу с самолета
- защита от раскрутки ротора ТНД (СЗТР ТНД)
- защита от неуправляемого повышения тяги двигателя
- формирование сигналов:
  - «Высокие обороты КВД»
  - «Высокие обороты вентилятора»
  - «Высокая температура за турбиной»
  - «Помпаж» и защита двигателя от помпажа
- управление двигателем по резервным законам управления
- прием и преобразование параметров и сигналов от датчиков, сигнализаторов, участвующих в реализации функций управления
- управление положением реверсивного устройства
- взаимодействие с:
  - блоком мониторинга (БМ)
  - блоком контроля и регистрации параметров (БРПД)
  - блоком защиты двигателя (БЗД)
- взаимодействие с самолетными системами
- выполнение функций системы внутреннего контроля (СВК).

Внешний вид блока показан на рис. 2.7.

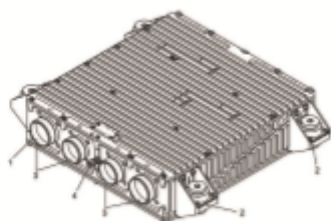


Рис. 2.7 Регулятор электронный двигателя ПД-14

Установка режима двигателя выполняется по сигналам блока рычагов управления двигателем. Для устойчивой работы двигателя РЭД формирует команду на изменение расхода топлива в дозатор, управление командными блоками (КБ) и гидроцилиндрами (ГЦ) системы перепуска воздуха. РЭД осуществляет регулирование тяги двигателя на режимах выше режима "Малый газ" путем регулирования частоты вращения N1 в зависимости от положения рычага управления двигателем и условий полета.

РЭД формирует сигналы от датчиков и сигнализаторов двигателя и систем самолета. РЭД формирует сигналы в самолетные системы о текущем режиме двигателя, наличии превышений параметров, наличии неисправностей.

### 2.3.2 Дозатор топлива

Дозатор топлива (ДТ) предназначен для:

- управления подачи дозированного топлива в КС
- распределения дозированного топлива по трем контурам топливного коллектора КС
  - распределения топлива высокого давления по управляемым полостям гидроцилиндров привода механизации КВД
  - распределения топлива высокого давления по управляемым полостям гидроцилиндров привода механизации КНД
  - ограничения расхода топлива при защите от неуправляемого повышения тяги двигателя

- контроля перепада давления топлива на внутреннем фильтроэлементе
- обеспечения останова двигателя по командам РЭД, блока защиты двигателя (ВЗД) и переключателя RUN/OFF
- управления перекрывным клапаном.

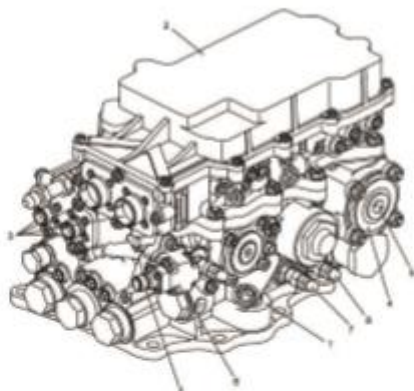


Рис. 2.8 Дозатор топлива

ДТ (Рис. 2.8) состоит из: - корпуса [1], крышки [2], фильтроэлемента [4] со встроенным магнитным индикатором [5], сигнализатора перепада давления [6], электрических соединителей [3], винта (В1) регулировки равновесного тока ПВ ПС [8], винта (В2) регулировки равновесного тока ВНА [7].

Управление подачей дозированного топлива в КС осуществляет узел управления расходом топлива. Для регулирования расхода топлива в КС РЭД формирует электрические сигналы на электрогидравлический преобразователь сигналов управления дозирующей иглой (ДИ)

При отсутствии электрических сигналов от РЭД на электрогидравлический преобразователь сигналов управления ДИ, она плавно перемещается в положение на уменьшение расхода топлива.

Также имеется резервное управление расходом топлива. При отказе электрогидравлического преобразователя сигналов управления ДИ управление осуществляется через электромагнитный клапан управления перемещения ДИ на

увеличение расхода топлива. При этом ДИ идет на увеличение расхода, одновременно с этим включается в работу механизм защиты от неуправляемого повышения тяги двигателя, который устанавливает заданный режим работы двигателя. Контроль фактического положения ДИ осуществляется по датчику линейного перемещения.

Распределение дозированного топлива по трем контурам топливного коллектора КС осуществляет узел распределения дозированного топлива по трем контурам топливного коллектора. При переводе переключателя RUN-OFF в положение RUN, РЭД формирует сигнал о снятии электрического сигнала с электромагнитных клапанов "Останов". Происходит открытие запорного клапана узла комбинированного останова и дозированное топливо поступает в отверстие для отвода топлива к первому контуру форсунок. При увеличении расхода топлива РЭД формирует сигнал на электромагнитный клапан управления открытием второго контура топливного коллектора. Происходит открытие запорного клапана второго контура форсунок и дозированное топливо поступает в отверстие для отвода топлива ко второму контуру форсунок. Перед выходом на режим "Малого газа" РЭД формирует сигнал на электромагнитный клапан управления открытием третьего контура топливного коллектора. Происходит открытие запорного клапана узла распределения дозированного топлива по коллекторам и дозированное топливо поступает в отверстие для отвода топлива к третьему контуру форсунок первой группы и отверстие для отвода топлива к третьему контуру форсунок второй группы. Таким образом, осуществляется перепуск топлива по контурам топливного коллектора, обеспечивая распределение топлива пропорционально количеству форсунок и их проливке.

Так же по сигналам РЭД осуществляется регулирование через электрогидравлические преобразователи положения гидроцилиндров привода механизации КВД и КНД.

ДТ перекрывает топливо и выключает двигатель в следующих случаях:

- при переводе переключателя RUN-OFF в положение OFF из кабины экипажа
- автоматически при подаче электрического сигнала от РЭД или БЗД.

### 2.3.3 Блок защиты двигателя

БЗД взаимодействует с датчиками частоты вращения роторов вентилятора и КВД, дозатором топлива (ДТ), блоком питания и коммутации (БПК), РЭД и



блоком регистрации параметров двигателя (БРПД) по каналам информационного обмена.

При подаче электропитания БЗД запускается в течение 5 с. При этом осуществляется:

- запуск процессоров
- встроенный контроль аппаратуры при включении питания
- первоначальный ввод и обработка сигналов от датчиков системы измерения частоты вращения
- программное тестирование правильности выполнения команд
- проверка постоянного запоминающего устройства (ПЗУ)
- контроль оперативного запоминающего устройства (ОЗУ).

В БЗД запрограммирована функция встроенного контроля и логика обнаружения и парирования отказов. БЗД имеет два канала управления. При формировании условий в одном из каналов:

- сигнал от датчика частоты вращения ротора вентилятора больше  $(4450 \pm 20)$  об/мин и сигнал от датчика частоты вращения ротора КВД больше 12750 об/мин, БЗД формирует сигнал «Раскрутка вентилятора»
- сигнал от датчика частоты вращения ротора КВД больше  $(16450 \pm 20)$  об/мин и сигнал от датчика частоты вращения ротора вентилятора больше 3000 об/мин, канал БЗД формирует сигнал «Раскрутка ротора КВД».

При наличии сигнала «Раскрутка вентилятора» или сигнала «Раскрутка ротора КВД» одновременно в двух каналах, БЗД формирует сигнал «Останов по раскрутке» (с блокировкой до переключения питания БЗД). БЗД формирует электрическую команду «Останов» в ДТ.

#### 2.3.4 Система измерения частоты вращения

Система измерения частоты вращения предназначена для измерения частоты вращения роторов компрессоров высокого давления (КВД) и низкого давления (КНД), выдачи информации в регулятор электронный двигателя (РЭД), блок мониторинга (БМ) и блок защиты двигателя (БЗД).

Диапазон измерения частот вращения ротора КВД от 90 до 17500 об/мин

Диапазон измерения частот вращения ротора КНД от 90 до 5000 об/мин

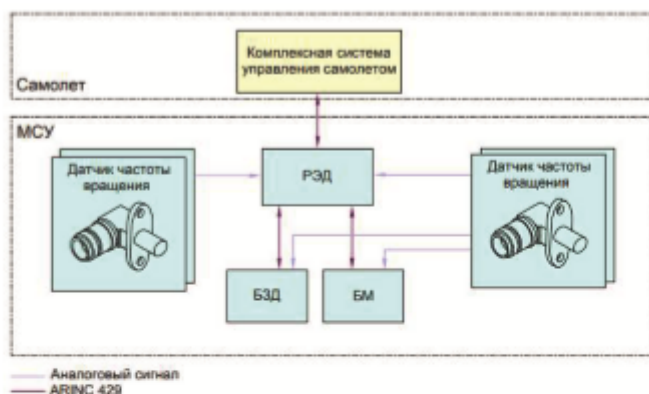


Рис. 2.9 Блок-схема системы измерения частоты вращения

Принципиальная блок-схема системы измерения частоты вращения приведена на рис. 2.9. Сигналы от датчиков поступают в РЭД, БМ и блок защиты двигателя (БЗД). БМ использует сигналы в канале измерения и обработки параметров вибрации. РЭД использует сигналы в алгоритмах управления, преобразует сигналы в кодовые сигналы по стандарту ARINC 429 и передает в кодовом виде в систему самолета и в БМ. Контроль работы и технического состояния датчиков осуществляется системой встроенного контроля РЭД и БМ.

Датчики частоты вращения индукционного типа, реагирующие при вращении на модуляцию создаваемого ими магнитного потока.

### 2.3.5 Система измерения температуры

Система измерения температуры предназначена для:

- измерения температуры:
  - газа за турбиной низкого давления (ТНД)
  - воздуха на входе в двигатель

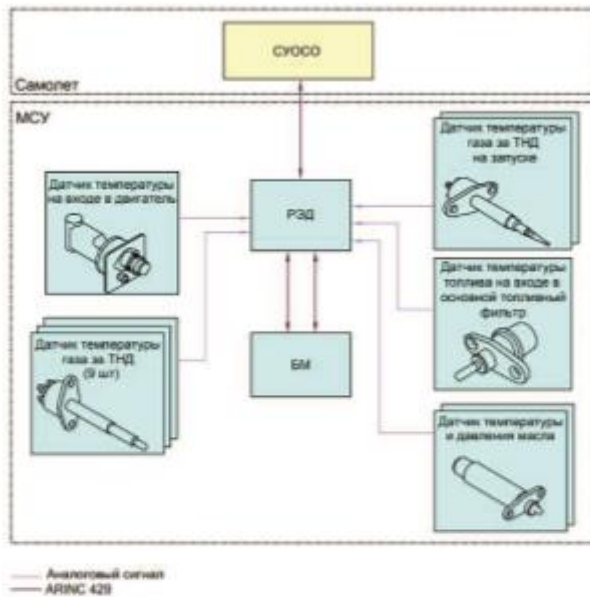


Рис. 2.10 Блок-схема системы измерения температуры

- топлива в топливной системе двигателя
  - масла на входе в двигатель
- формирования и передачи сигналов во внешние системы о значениях измеренной температуры и о превышении температурой заданных пределов.

Принципиальная блок-схема системы измерения температуры приведена на рис. 2.10.

Сигнал с датчиков поступает в РЭД. РЭД преобразует сигналы в кодовые сигналы по стандарту ARINC 429 и передает в кодовом виде в системы самолета и БМ.

Контроль работы и технического состояния датчиков и линий связи к ним осуществляется системой встроенного контроля РЭД.

### 2.3.6 Система измерения давления

Система измерения давления предназначена для:

- измерения давления
  - воздуха на входе в двигатель
  - воздуха за компрессором высокого давления
  - воздуха за перекрывающей заслонкой стартера
- выдачи информации о величинах измеренных давлений в регулятор электронного двигателя (РЭД)

Измерение давления воздуха осуществляется с помощью мембранных датчиков тензорезистивного типа. Датчик преобразует давление в электрический сигнал (напряжение постоянного тока) и передает усиленный электрический сигнал по каналу связи в РЭД.

РЭД выполняет обработку и преобразование измеренных электрических сигналов с датчиков в кодовые сигналы по стандарту ARINC 429 и передает в кодовом виде информацию о давлениях в самолетные системы.

Контроль работы и технического состояния датчиков осуществляется системой встроенного контроля РЭД. РЭД формирует сигналы об отказах датчиков при обнаружении отказа в линии связи между датчиком и РЭД или в датчике.

## 3. СИСТЕМА ЗАПУСКА

### 3.1 Система запуска двигателя ПД-14

Система запуска двигателя предназначена для выполнения следующих видов запуска:

- холодной прокрутки двигателя
- ложного запуска двигателя
- автоматического запуска двигателя на земле
- ручного запуска двигателя на земле
- автоматического запуска двигателя в воздухе
- ручного запуска двигателя в воздухе.

Управление процессами запуска МСУ осуществляется с пульта управления запуском (рис.3.1)

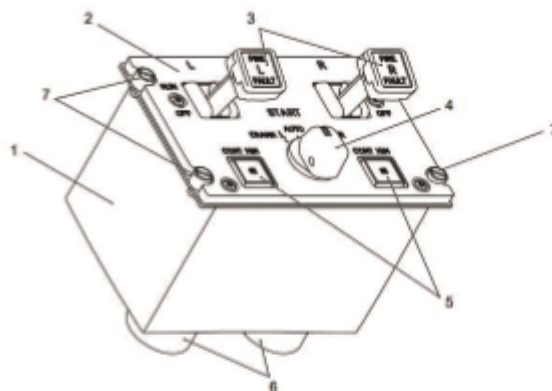


Рис.3.1. Пульт управления запуском

Условные обозначения к рис.3.1:

- 1 Корпус
- 2 Панель световая
- 3 Переключатель L RUN-OFF, R RUN-OFF
- 4 Переключатель галетный CRANK L-AUTO-CRANK R
- 5 Переключатель кнопочный CONT IGN
- 6 Электрический соединитель
- 7 Замок

Пульт запуска двигателей обеспечивает:

- автоматический запуск двигателей на земле и в полете
- ручной запуск двигателей на земле и в полете
- останов двигателей на земле и в полете
- холодную прокрутку двигателей
- ложный запуск двигателей
- включение постоянного зажигания двигателей.

Взаимосвязи пульта запуска с БЕС, СУОСО и топливной системой показаны на рис. 3.2.

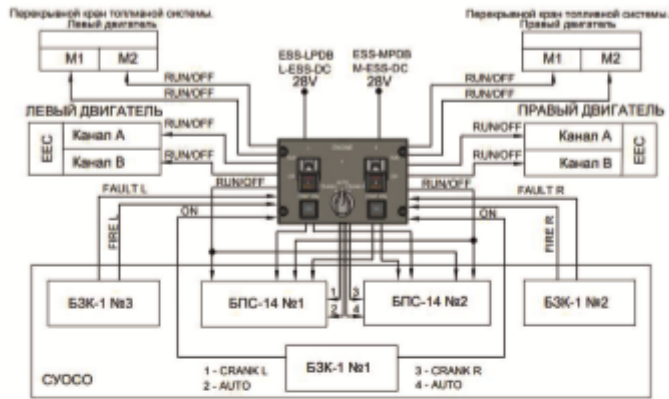


Рис. 3.2. Взаимосвязи пульта запуска с EEC, SVOCO и топливной системой

Переключатели L RUN-OFF и R RUN-OFF выдают команды по которым осуществляется запуск, работа и останов двигателей в каналы РЭД напрямую, а также выдают команды по которым осуществляется запуск, работа и останов двигателей в блоках SVOCO и далее, по кодовой линии ARINC-429, в каналы РЭД.

Световое поле FAULT переключателя L RUN-OFF (R RUN-OFF) [3] загорается янтарным цветом по сигналу от SVOCO в случае получения от блока РЭД по кодовой линии ARINC-429 информации об отказе двигателя.

Световое поле FIRE переключателя L RUN-OFF (R RUN-OFF) [3] загорается красным цветом по сигналу от SVOCO в случае получения от системы противопожарной защиты информации о пожаре двигателя.

От переключателей L RUN-OFF (R RUN-OFF) [3] также выдаются сигналы на управление кранами топливной системы самолета.

Трекпозиционный галетный переключатель CRANK L - AUTO - CRANK R [4] обеспечивает одно из трех положений:

- CRANK L (прокрутка левого двигателя)
- AUTO (автоматический запуск двигателей)
- CRANK R (прокрутка правого двигателя).

Сигналы с галетного переключателя выбора рода работ поступают в СУОСО и далее по кодовой линии ARINC-429 поступают в каналы электронного блока управления двигателем РЭД для реализации заданного рода работы двигателя.

Кнопочный переключатель CONT IGN, [5] предназначен для включения постоянного зажигания. После нажатия переключателя CONT IGN электрический сигнал поступает в СУОСО и далее по кодовой линии ARINC-429 в каналы ЕЕС для включения режима постоянного зажигания, загорается световое поле ON переключателя CONT IGN голубого цвета. После повторного нажатия переключателя CONT IGN режим постоянного зажигания выключается, световое поле ON переключателя CONT IGN гаснет.

Съемная световая панель пульта запуска имеет интегрированный светодиодный подсвет. Регулировка яркости световой панели производится регулятором INTEG CENTR. PED LT на пульте управления освещения центрального пульта и освещения пола. Проверка исправности световых сигнализаторов FAULT, FIRE, ON пульта производится на земле при комплексной проверке всего светотехнического оборудования КПП в режиме TEST.

#### **Ложный запуск**

При установке переключателя RUN-OFF L (RUN-OFF R) в положение RUN, формируется сигнал в систему управления общим самолетным оборудованием (СУОСО) и двигатель. Сигналы от СУОСО и комплексной системы управления (КСУ) поступают на ББК в котором формируются управляющие сигналы в РЭД и БМ. По сигналу от РЭД воздушным стартером производится раскрутка КВД до N2 от 16,8 % до 21,7 %. Топливная автоматика осуществляет подачу топлива в камеру сгорания (КС). Агрегат зажигания не формирует высоковольтные сигналы на свечи зажигания, воспламенение топливно-воздушной смеси в КС не происходит. При установке переключателя RUN-OFF L (RUN-OFF R) в положение OFF или через 100 с (s) происходит отключение воздушного стартера, ложный запуск прекращен.

#### **Холодная прокрутка**

При установке переключателя CRANK L-AUTO-CRANK R в положение CRANK L или CRANK R, формируется сигнал в систему управления общим самолетным оборудованием (СУОСО) и двигатель. Сигналы от СУОСО и

комплексной системы управления (КСУ) поступают на БВК в котором формируются управляющие сигналы в РЭД и БМ. По сигналу от РЭД воздушным стартером производится раскрутка КВД до N2 от 16,8 % до 21,7 %. Топливная автоматика не осуществляет подачу топлива в камеру сгорания (КС), агрегат зажигания не формирует высоковольтные сигналы на свечи зажигания. CRANK L-AUTO-CRANK R в положение AUTO или через 100 с (s) происходит отключение воздушного стартера, холодная прокрутка прекращена.

#### **Запуск в автоматическом режиме**

При установке переключателя RUN-OFF L ( RUN-OFF R) в положение RUN, формируется сигнал в систему управления общим самолетным оборудованием (СУОСО) и двигатель. Сигналы от СУОСО и комплексной системы управления (КСУ) поступают на БВК в котором формируются управляющие сигналы в РЭД и БМ. По сигналу от РЭД воздушным стартером производится раскрутка КВД. Агрегат зажигания формирует высоковольтные сигналы на свечи зажигания. Топливная автоматика осуществляет подачу топлива в КС, где происходит воспламенение топливно-воздушной смеси. Двигатель выходит на режим "Малый газ".

#### **Запуск в ручном режиме**

При установке переключателя CRANK L-AUTO-CRANK R в положение CRANK L или CRANK R, формируется сигнал в систему управления общим самолетным оборудованием (СУОСО) и двигатель. Сигналы от СУОСО и комплексной системы управления (КСУ) поступают на БВК, в котором формируются управляющие сигналы в РЭД и БМ. По сигналу от РЭД воздушным стартером производится раскрутка КВД. При достижении N2 от 16,8 %, переключатель RUN-OFF L (RUN-OFF R) переводят в положение RUN. Агрегат зажигания формирует высоковольтные сигналы на свечи зажигания. Топливная автоматика осуществляет подачу топлива в КС, где происходит воспламенение топливовоздушной смеси. При достижении N2 от 50% до 52% переключатель CRANK L-AUTO-CRANK R переводят в положение AUTO. Двигатель выходит на режим "Малый газ".

Автоматический запуск выполняется следующим образом: по команде от системы управления самолетом РЭД формирует команды в систему запуска для подачи воздуха к воздушному стартеру. При достижении заданных параметров



на запуске РЭД формирует команды в систему зажигания. После розжига камеры сгорания РЭД формирует команду в дозатор топлива на увеличение расхода топлива до выхода на режим "Малый газ".

Датчик температуры топлива (ТТОПТ) используется РЭД для мониторинга температуры топлива и управления перепускным клапаном топливно-масляного теплообменника.

Система запуска двигателя состоит из:

- системы раскрутки
- топливной системы двигателя
- системы перепуска воздуха из-за КВД
- системы управления режимами работы двигателя
- агрегата зажигания
- свечей зажигания
- проводов зажигания высоковольтных.

Система раскрутки предназначена для раскрутки компрессора высокого давления (КВД) при запуске двигателя и состоит из стартера воздушного и заслонки электромеханической.

Блок-схема системы раскрутки приведена на рис. 3.3.

Заслонка (рис.3.4) состоит из:

- электромеханизма [1]
- корпуса [2] с упором закрытого положения [4]
- поворотной заслонки [3]
- возвратного механизма закрытия заслонки [5]
- крышки [6]
- звезда для ключа ручного открытия заслонки [7].

При наличии управляющего сигнала от регулятора электронного двигателя (РЭД) электромеханизм заслонки стартера (МЗС) вращает ось заслонки для ее открытия и подачи сжатого воздуха через систему кондиционирования воздуха самолета к воздушному стартеру. Стартер через коробку привода агрегатов (КП) начинает раскручивать ротор КВД для запуска, ложного запуска или холодной прокрутки.

При наличии электропитания МЗС выполняет встроенный контроль и формирует сигнал через РЭД в блок мониторинга об его исправном состоянии, в случае отказа электромеханизма или отсутствии электропитания сигнал об его исправности не формируется. Контроль работы заслонки обеспечивается сигнализацией крайних положений заслонки от МЗС в РЭД.

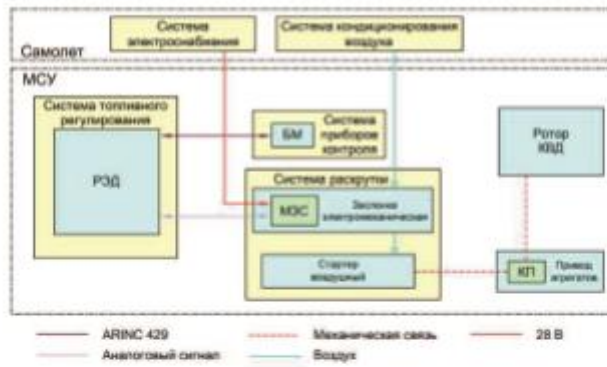


Рис. 3.3. Блок-схема системы раскрутки

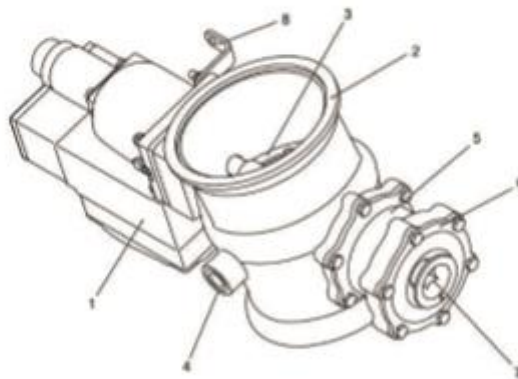


Рис.3.4. Заслонка электромеханическая

При аварийном отключении стартера по предельной частоте вращения турбины стартера РЭД формирует управляющий сигнал "Экстренно закрыть" в электромеханизм, заслонка закрывается с помощью возвратного механизма.

### 3.2. Система зажигания двигателя ПД-14

Система зажигания предназначена для преобразования напряжения питания в высокочастотные импульсы и передачи их в виде искровых зарядов в камеру сгорания двигателя для воспламенения топливовоздушной смеси

При подаче напряжения от системы электроснабжения самолета в агрегат зажигания, по сигналу регулятора электронного двигателя, агрегат зажигания преобразует напряжение питания в высоковольтные импульсы.

Блок-схема системы электропитания представлена на рис. 3.5.

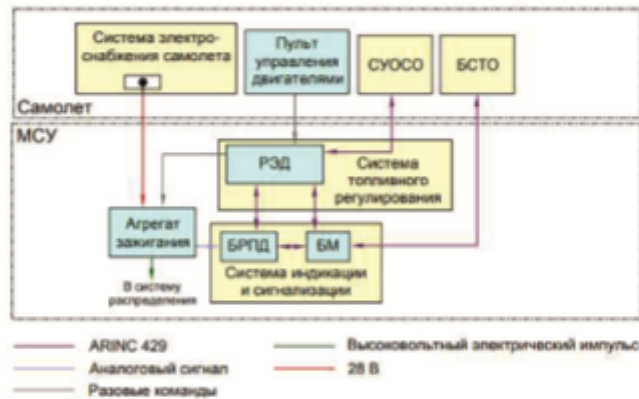


Рис.3.5. Блок-схема системы электропитания

Агрегат зажигания состоит из двух самостоятельных каналов, каждый из которых работает на одну свечу зажигания.

Напряжение питания от борта по низковольтным проводам поступает в агрегат зажигания через электросоединители питания [3]. По команде регулятора электронного двигателя агрегат зажигания преобразует напряжение питания в высоковольтные импульсы. Выход высоковольтных импульсов осуществляется через высоковольтные электросоединители [4]. Агрегат зажигания обеспечивает последовательную работу в трех режимах:

- первый режим для обеспечения работы противомпажной защиты двигателя в течение от 1,5 секунд до 2 секунд

- второй режим для обеспечения запуска двигателя на земле и в полете в течение от 30 секунд до 40 секунд
- третий режим (дежурный режим) для сопровождения работы камеры сгорания до снятия сигнала управления от РЭД, но не более 30 минут.

Каждый режим работы характеризуется частотой и накопленной энергией разрядов. В первые 2 секунды после получения команды на зажигание частота разрядов выше и составляет 5 Гц при накопленной энергии 10 Дж, далее частота разрядов снижается до 1 Гц при накопленной энергии  $(20 \pm 2)$  Дж. Третий режим длительного (непрерывного) зажигания с частотой разрядов 1 Гц и накопленной энергией 10 Дж.

Для обеспечения контроля работоспособности агрегат имеет в каждом канале встроенный блок контроля.

Работа электрической схемы блока контроля каждого канала основана на контроле временного промежутка между импульсами разрядного тока, который генерируется каналом агрегата. При нарушении характеристик работы, которые заданы для каждого режима, блок контроля формирует сигнал неисправности на выходной каскад схемы контроля.

Месторасположение агрегата зажигания на двигателе показано на рис. 3.6.

Система распределения предназначена для передачи высоковольтных импульсов от агрегата зажигания на свечи зажигания с последующим преобразованием в электрические разряды для воспламенения топливозооужной смеси в камере сгорания (КС).

Система состоит из свечей зажигания и проводов зажигания высоковольтных (ПЗВ).

Система распределения имеет охлаждаемую часть. Воздух для охлаждения отбирается от подпорных ступеней компрессора низкого давления. Охлаждающий воздух к ПЗВ поступает через поворотный штуцер. Охлаждающий воздух выходит через отверстия между кожухом и корпусом свечи в подкапотное пространство газогенератора.

Используются искровые свечи зажигания. Внешний вид свечи показан на рис. 3.7.

Агрегат зажигания преобразует напряжение питания в высоковольтные импульсы. Высоковольтные импульсы через провод зажигания высоковольтный поступают в кожух [3] свечи зажигания, в котором находятся электроды.

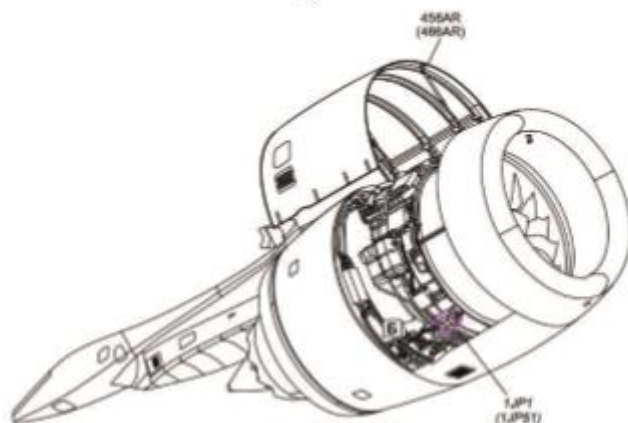


Рис. 3.6. Месторасположение агрегата зажигания на двигателе ПД-14

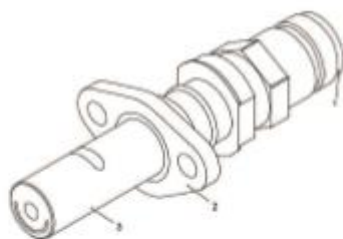


Рис.3.7 Свеча зажигания

Высокое напряжение импульсов пробивает разрядный промежуток свечи зажигания и между электродами происходит искровой разряд. Искровой разряд воспламеняет топливоздушную смесь в КС

Провода зажигания высоковольтные (ПЗВ) предназначены для передачи энергии высокого напряжения от агрегата зажигания к свечам зажигания.

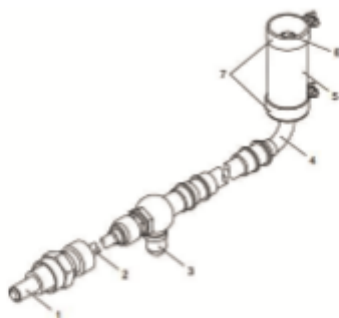


Рис. 3.8. Провод зажигания высоковольтный

ПЗВ (рис. 3.8.) состоит из контактного устройства [1] для подключения к агрегату зажигания, высоковольтного провода в металлорукаве [2], поворотного штуцера [3], угольника [4], кожуха охлаждения свечи зажигания [5], контактного устройства [6] для подключения к свече зажигания и ломутов крепления [7].

### 3.3 Система зажигания/запуска ВСУ

Система зажигания/запуска ВСУ предназначена для обеспечения запуска и устойчивой работы двигателя при любых условиях внешней среды как на земле, так и в полете.

Упрощенная принципиальная схема системы зажигания/запуск приведена на рис 3.8.

Запуск с выдержкой по времени используется для запуска двигателя от момента запуска до заданной частоты вращения ротора двигателя. Согласно программе запуска с выдержкой по времени частота вращения ротора двигателя увеличивается постепенно, что обеспечивает максимально допустимую температуру  $T_{4max}$  зап ВСУ для любых условий окружающей среды, марки масла и состояния аккумуляторной батареи.

При установке переключателя АРУ на панели управления КПП в положение ON, ЭБУ ВСУ подает сигналы на открытие воздухозаборных створок, включение топливного насоса ВСУ и открытие перекрывного крана ВСУ.

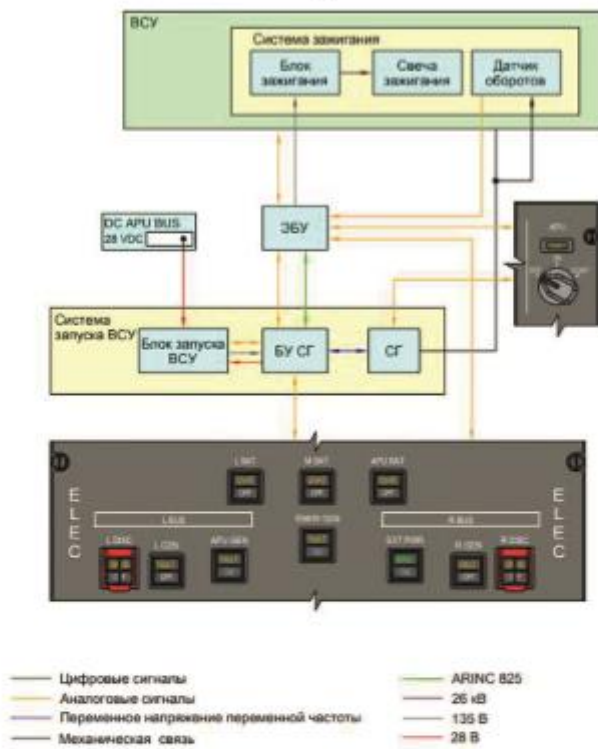


Рис. 3.8. Упрощенная принципиальная схема системы зажигания/запуска

Когда переключатель APU переведен в положение START и воздушозаборные створки ВСУ в открытом положении, ЭБУ ВСУ подает сигнал в блок управления стартер-генератором, который преобразует постоянный ток подаваемый от блока запуска, в сигнал переменного тока с переменной частотой и напряжением и передает этот сигнал в стартер-генератор для использования его в качестве бесконтактного двигателя постоянного тока.

Когда горение в камере сгорания становится устойчивым, частота вращения ротора двигателя контролируется командно-топливным агрегатом. Режим регулирования наступает, когда текущее значение частоты вращения ротора двигателя достигнет заданных значений частоты вращения ротора двигателя. В случае, когда текущее значение частоты вращения ротора двигателя меньше заданных значений частоты вращения ротора двигателя, суммарная погрешность увеличивается и КТА увеличит подачу топлива к двигателю для увеличения частоты вращения ротора двигателя. ЭБУ ВСУ обесточивает стартер, когда частота вращения ротора двигателя достигает 70 % и стартер-генератор переходит в режим генератора.

При частоте вращения ротора двигателя 95 % логика ускорения с выдержкой времени отключена, а за управлением частотой вращения ротора двигателя отвечает замкнутая цепь регулирования частоты вращения ротора двигателя. Упрощенная логика обеспечивает увеличение заданной частоты вращения ротора со скоростью 2 % в секунду, облегчая переход двигателя с 95 % на заданный уровень регулируемой частоты вращения ротора. Через две секунды после превышения частоты вращения ротора двигателя 95 % блок ЭБУ ВСУ выдает сигнал на EWD и готовности ВСУ к выдаче электрического и пневматического питания.

В случае неудачного запуска и последующего защитного отключения, воздухозаборные створки будут закрыты. Для повторного запуска двигателя переключатель АРУ панели управления КПП необходимо установить в положение OFF, а затем установить в положение ON. При выполнении данных действий двигатель будет повторно запущен при частоте вращения ротора двигателя ниже 7%.

### 3.3.1 Система зажигания ВСУ

Система зажигания воспламеняет топливовоздушную смесь в камере сгорания во время запуска двигателя. Система зажигания автоматическая и управляется ЭБУ ВСУ. При установке переключателя АРУ на панели управления комплексного потолочного пульта (КПП) в положение START, стартер-генератор через вал начинает вращать шестерни коробки приводов. При достижении значения частоты вращения ротора двигателя равной 5%, датчик оборотов подает электрический сигнал в ЭБУ ВСУ. ЭБУ ВСУ подает электрический сигнал к блоку зажигания. Блок зажигания по кабелю передает импульсное напряжение на свечу зажигания, которая начинает выдавать искру с частотой три искры в секунду. При достижении значений частоты вращения ротора двигателя равной 95 % плюс 4



секунды, ЭБУ ВСУ подаст электрический сигнал к блоку зажигания, который прекратит подачу напряжения к свече зажигания.

Управляющий электрический сигнал 28 В от блока ЭБУ ВСУ через блок запуска поступает к блоку зажигания. Блок зажигания преобразует входное напряжение постоянного тока 28В в импульсное напряжение и по кабелю свечи зажигания передает его к свече зажигания. Между электродами свечи зажигания образуется искра, воспламеняющая топливовоздушную смесь в камере сгорания двигателя.

В качестве свечи зажигания используется искровая высоковольтная свеча. (рис. 3.9.)

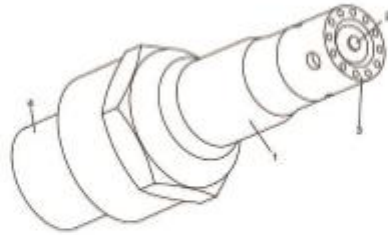


Рис. 3.9. Свеча зажигания

Свеча состоит из корпуса [1], центрального электрода [2], внешнего электрода [3] и электрического соединителя [4]. На двигателе установлена одна свеча зажигания.

В процессе эксплуатации контролируется эрозия внешнего электрода (рис. 3.10)



Рис. 3.10. Эрозия охлаждающих отверстий свечи

Кабель свечи зажигания (рис. 3.11.) состоит из оплетки [1], втулки [2], трубки [3], провода [4] и гаек [5]

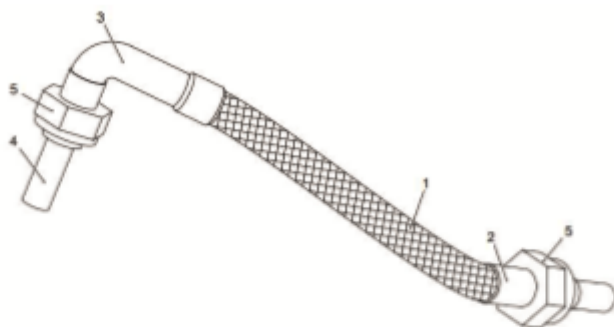


Рис. 3.11. Кабель свечи зажигания

Провод [4] помещен в гибкую экранированную оплетку [1] из нержавеющей стали с заделкой на одном конце с втулкой [2] на другом с трубкой [3]. На концах втулки [2] и трубки [3] расположены гайки [5] для соединения кабеля со свечей и блоком зажигания без применения контрольной проволоки.

### 3.3.2. Блоки запуска и управления стартер-генератором

Блок запуска предназначен для преобразования напряжения электропитания постоянного тока от аккумуляторной батареи в высокое напряжение постоянного тока 135В и подачи его в блок управления стартер-генератором (SGCU).

В стартерном режиме блок SGCU выполняет раскрутку стартера APU SG с помощью напряжения электропитания постоянного тока ( $U_{пит}$ ), которое поступает от блока запуска ВСУ (SPU).

Диапазон значений  $U_{пит}$  блока SPU соответствует:

- $U_{пит\ min}$  равно  $\pm 135\ В$
- $U_{пит\ max}$  равно  $\pm 166\ В$ , в течение 0,02 с (во время переходных процессов).

Блок SGCU переходит в стартерный режим после получения от блока управления ВСУ (ECU) сигнала "Start Enable" ("Запуск разрешен").

Блок SGCU включает обмотку генератора APU SG в стартерный режим, если выполнены перечисленные ниже условия:

- значение Uпит блока SPU больше 18,5 В
- контактор AGAC - разомкнут (выключен)
- команда на замыкание (включение) контактора SC - активна
- скорость вращения ВСУ менее 8% от номинальной скорости
- контактор SC - замкнут (включен).

Блок SGCU увеличивает амплитуду входного напряжения Uпит до значения  $\pm 135$  В и выдает в обмотку генератора APU SG:

- в режиме стартера - напряжение переменного трехфазного тока с частотой 400 Гц
- в режиме генератора, на обмотку возбуждителя - напряжение постоянного тока.

Подача переменного напряжения на обмотку возбуждения возбуждителя каскадной электрической машины позволяет запитать обмотку возбуждения основного генератора для использования его в качестве бесконтактного двигателя постоянного тока.

В случае выполнения запуска ВСУ от источника электроэнергии с пониженным напряжением равным значению 24 В, что соответствует разряженным аккумуляторным батареям, блок SGCU ограничивает производительность раскрутки ВСУ для того, чтобы:

- не отбирать мощность более 8,7 кВт - во время штатного запуска
- не вызывать значение тока разряда более 470 А - во время запуска с ухудшенными параметрами (режим ограничения тока)
- не вызывать падения напряжения ниже значения  $(17,5 \pm 0,25)$  В - во всем рабочем диапазоне системы SGS.

### 3.3.3 Стартер-генератор

Стартер-генератор (рис. 3.12.) это трехфазный, четырехпроводный, синхронный, бесщеточный генератор переменного тока с трехступенчатой архитектурой и встроенной, автономной системой охлаждения маслом.

Трехступенчатая архитектура стартер-генератора состоит из:

- генератор на постоянных магнитах (PMG) - вращающиеся постоянные магниты и стационарная трехфазная обмотка якоря
- возбудитель - стационарная восьмиполюсная обмотка статора и вращающаяся трехфазная обмотка якоря
- главный генератор - четырехполюсная машина с вращающимися обмотками (вращающимся полем) возбуждения и неподвижным трехфазным статором.

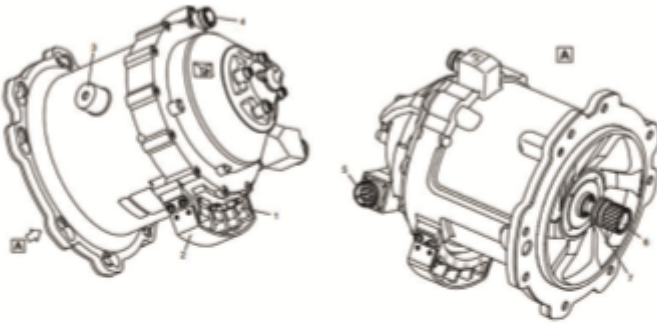


Рис 3.12. Стартер-генератор ВСУ

Условные обозначения к рис. 3.12:

- 1 Клемная колодка
- 2 Крышка клемной колодки
- 3 Прилив для рым-болта
- 4 Электрический соединитель (J1)
- 5 Электрический соединитель (J2)
- 6 Шлицевой вал
- 7 Кольцо

Стартер-генератор АPU SG расположен на установке ВСУ

В режиме "Запуск ВСУ" главный генератор АPU SG выполняет механическое вращение вала установки ВСУ через промежуточный редуктор коробки приводов.

#### 4. ЭЛЕКТРООБОРУДОВАНИЕ ТОПЛИВНОЙ СИСТЕМЫ

Топливная система (ТС) предназначена для размещения топлива в баках, бесперебойной подачи топлива к двигателям МСУ и двигателю ВСУ и выработки топлива из баков в определенном порядке во всех ожидаемых условиях эксплуатации самолета.

Топливная система состоит из:

- системы хранения топлива
- системы распределения топлива
- системы управления и измерения топлива

##### 4.1. Органы управления топливной системой

Совокупность средств, предназначенных для оказания управляющих воздействий на топливную систему (ТС) состоит из:

- органов управления системой подкачки топлива к двигателям МСУ
- органов управления системой подкачки топлива к двигателю ВСУ
- органов управления системой кольцевания топлива
- органов управления системами централизованной заправки и слива топлива на земле.

Органы управления системой подкачки топлива к двигателям МСУ состоят из:

- органов управления, расположенных в кабине самолета (рис. 4.1.) на панели FUEL [2]:

- кнопок-табло L TK PUMPS 1 [7], L TK PUMPS 2 [8] и R TK PUMPS 1 [11], R TK PUMPS 2 [12], посредством которых управляют насосами подкачки топлива к двигателям МСУ
- кнопки-табло EMER FEED [6], посредством которой управляют насосом подкачки топлива к двигателю ВСУ и положением крана резервного питания для обеспечения резервного питания (объединения магистралей топливопитания двигателей МСУ и двигателя ВСУ).
- органов управления, расположенных в кабине самолета (рис. 4.1.) на панели FIRE [1]:

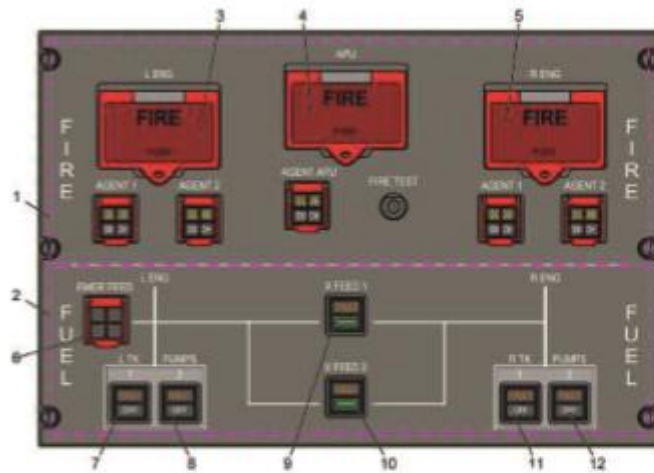


Рис. 4.1. Органы управления ТС в кабине самолета

- кнопка-табло L ENG FIRE [3] и R ENG FIRE [5] (рис.4.1.), посредством которых управляют положением перекрывных кранов в магистралях подкачки топлива к двигателям МСУ при пожаре двигателей МСУ
- органов управления, расположенных в кабине самолета на пульте запуска двигателей рис. 3.1 (стр. 31):
  - двухпозиционных переключателей со световой сигнализацией L RUN-OFF [3] и R RUN-OFF [3], посредством которых управляют положением перекрывных кранов в магистралях подкачки топлива к двигателям МСУ.

Органы управления системой подкачки топлива к двигателю ВСУ:

- галетный переключатель АPU [14] в кабине самолета (рис. 4.2), посредством которого управляют насосом подкачки топлива к двигателю ВСУ и положением перекрывного крана в магистрали подачи топлива к двигателю ВСУ
- кнопка-табло EMER FEED [6] (рис. 4.1.), посредством которой управляют положением резервного крана питания для обеспечения резервного

питания ВСУ (объединяет магистрали топливопитания двигателей МСУ и двигателя ВСУ при отказе насоса ВСУ).

- кнопка-табло АPU FIRE [4] рис. 4.1., посредством которой управляют насосом ВСУ и положением перекрывного крана ВСУ при пожаре ВСУ.

Органы управления системой кольцевания топлива - кнопок-табло X FEED 1 [9] и X FEED 2 [10] (рис. 4.2.), посредством которых управляют положением перекрывных кранов кольцевания № 1 и № 2.

Органы управления системами централизованной заправки и слива топлива на земле.

На пульте заправки топливом (рис. 4.3.):

- нажимной переключатель SET [14], посредством которого задают числовое значение, необходимого на полет количества топлива (задания на заправку)

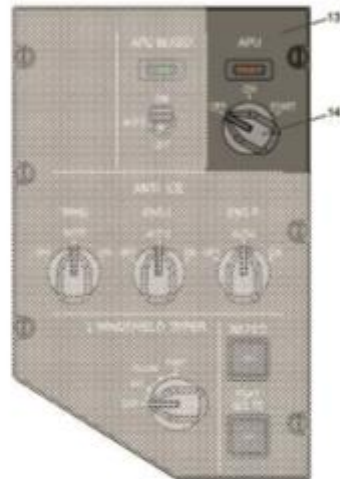


Рис.4.2. Переключатель управления подкачкой топлива к ВСУ

- нажимной переключатель TEST [13], посредством которого выполняют запуск IBIT (иницированный контроль работоспособности) и проверку

исправности цифро-буквенной индикации и светосигнализации на пульте заправки

- выключатель DEFUEL [16], посредством которого управляют положением крана слива топлива
- поворотный переключатель MAIN [18], посредством которого управляют положением правого или левого (опция) магистрального крана заправки
- трехпозиционный переключатель TANK-R [20], посредством которого управляют положением правого бакового крана заправки

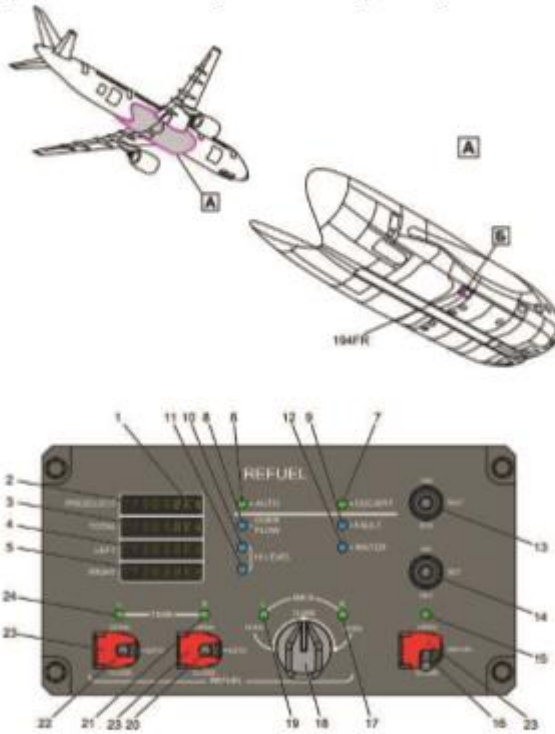


Рис. 4.3. Пульт заправки топливом



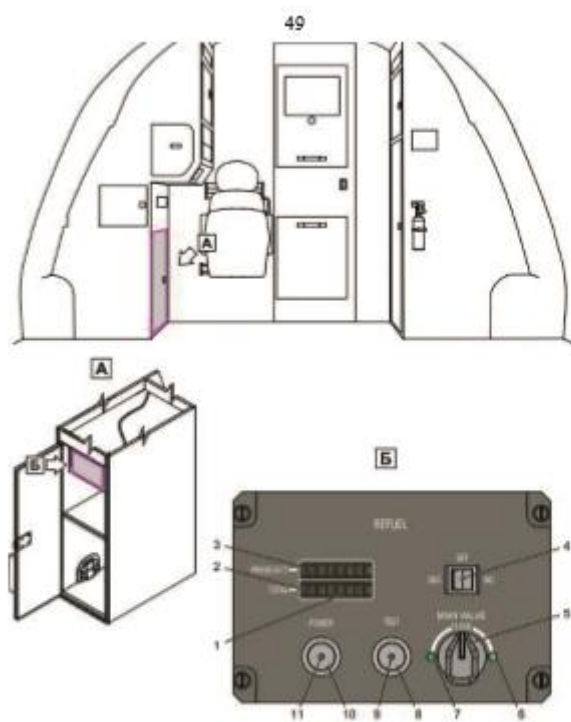


Рис. 4.4. Кабинный пульт заправки топливом

- трехпозиционный переключатель TANK-L [22], посредством которого управляют положением левого бакового крана заправки
- Органы управления, расположенные на кабинном пульте заправки топливом (рис.4.4.).
- нажимной переключатель SET [1], посредством которого задают числовое значение, необходимого на полет количества топлива (задания на заправку)
  - кнопка POWER [10], посредством которой управляют включением кабинного пульта заправки в работу

- кнопка TEST [8], посредством которой выполняют запуск IBIT (иницированный контроль работоспособности) и проверку исправности цифробуквенной индикации и светосигнализации на кабинном пульте заправки
- поворотного переключателя MAIN VALVE [5], посредством которого управляют положением правого или левого (опция) магистрального крана заправки.

Индикация состояния топливной системы отображается на комплексном кадре EWD и синоптической странице FUEL.

#### 4.2. Система распределения топлива

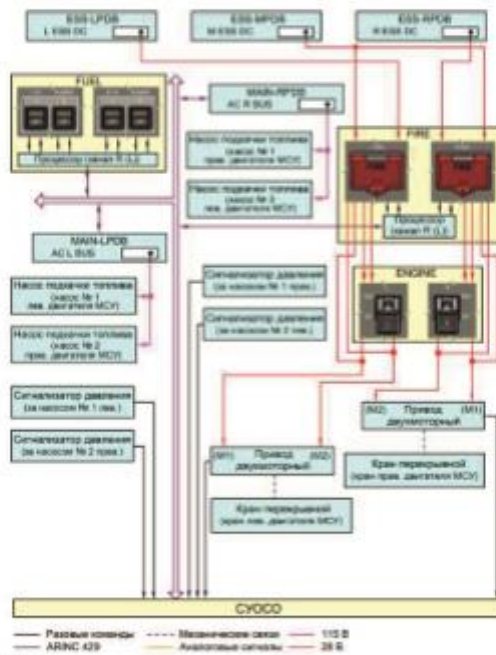


Рис 4.5. Блок-схема управления системы подачи топлива к двигателям

Система распределения топлива предназначена для обеспечения:

- подкачки топлива к двигателям МСУ
- подкачки топлива к двигателю ВСУ
- кольцевания и перекачки топлива
- централизованной заправки топливом
- централизованного слива топлива на земле.

Состав оборудования, схема управления и взаимодействия системы подачи топлива к двигателю левой и правой МСУ показаны на рис. 4.5.

Привод двухмоторный (рис.4.6.) предназначен для открытия/закрытия перекрывного крана. Напряжение электропитания электродвигателей привода – 28В постоянного тока.

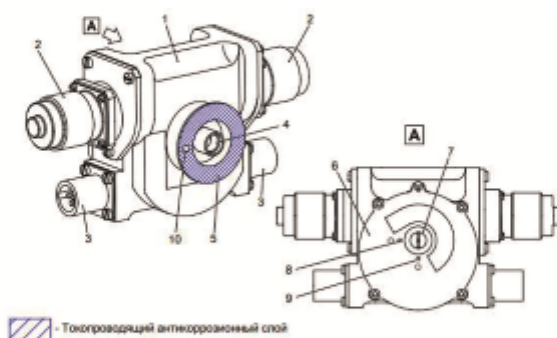


Рис. 4.6. Привод двухмоторный

Для открытия/закрытия крана два электродвигателя [2] одновременно, через редуктор, поворачивают выходной вал [4] на угол 90°. При отказе одного из электродвигателей [2] привод сохраняет свою работоспособность.

При подаче электропитания на привод, в зависимости от положения концевых микровыключателей, выходной вал [4] поворачивается из одного крайнего положения в другое.

По меткам [8] и [9] определяют, в каком положении находится кран. В зависимости от положения микровыключателей привода СУОСО формирует и

передает в систему индикации и сигнализации сигнал открытого или закрытого положения крана.

Насос подкачки топлива (рис 4.7.) предназначен для подачи топлива к двигателям МСУ, к струйным насосам и на централизованный слив.

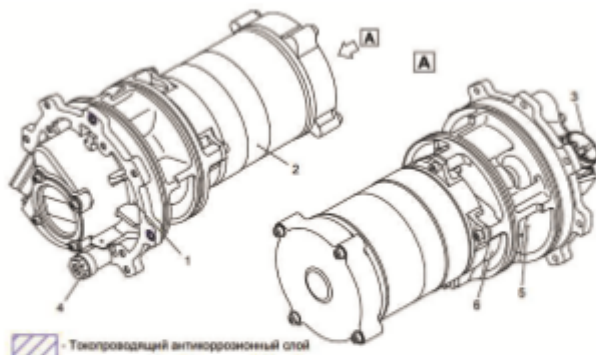


Рис. 4.7. Насос подкачки топлива

Качающий узел насоса - центробежного типа. Он состоит из расположенных на валу ротора электродвигателя [2] рабочего колеса (центробежной ступени) и предступени сформированного в корпусе [1] безлопаточного диффузора.

Насос выполнен во взрывобезопасном исполнении. Электродвигатель [2] оборудован термозащитным устройством, которое защищает его от перегрева.

Ротор электродвигателя [2] приводит во вращение рабочее колесо и предступень качающего узла. Топливо через входной патрубок канистры насоса под действием разрежения, возникающего на передних кромках крыльчаток предступени и рабочего колеса, поступает во входной канал насоса [5]. После прохода предступени топливо, под воздействием центробежной силы на крыльчатке рабочего колеса, поступает под давлением в полость безлопаточного диффузора. В диффузоре скорость потока топлива уменьшается, при этом увеличивается его давление. Из диффузора топливо поступает через выходной канал [6] во внутреннюю полость канистры. Через выходные патрубки канистры топливо

распределяется по трубопроводу подачи топлива к двигателю МСУ (подачи топлива на слив) и подачи активного топлива к струйным насосам системы перекачки топлива.

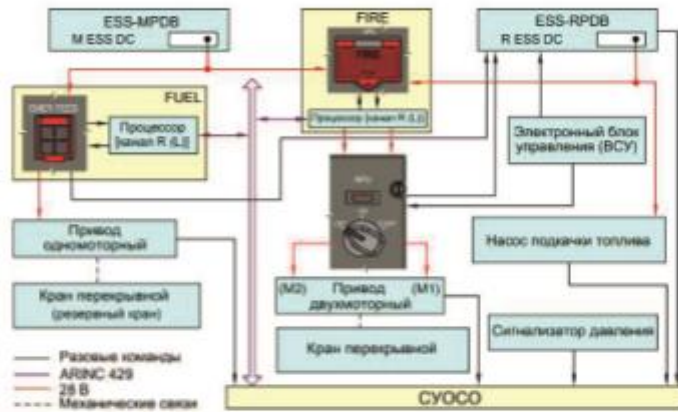


Рис.4.8. Блок-схема управления и взаимодействия системы подкачки топлива к двигателю ВСУ

Состав оборудования, схема управления и взаимодействия системы подкачки топлива к двигателю ВСУ приведена на рис.4.8.

Насос подкачки топлива (рис.4.9) предназначен для подачи топлива к двигателю ВСУ.

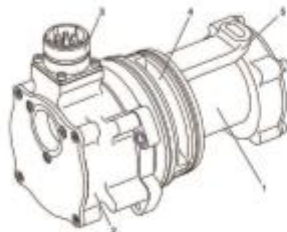


Рис.4.9. Насос подкачки топлива

Насос состоит из корпуса насоса в сборе [1], корпуса электронного блока управления (ЭБУ) в сборе [2] и электрического соединителя [3]

При подаче электропитания на электродвигатель насоса ЭБУ преобразовывает электрическую энергию постоянного тока в электрическую энергию переменного тока стабилизированной частоты. Ротор электродвигателя приводит во вращение рабочее колесо качающего узла. Топливо, через входной патрубок канистры насоса, под воздействием разрежения, возникающего на передних кромках крыльчатки рабочего колеса, поступает во входной канал [4]. Под воздействием центробежной силы на крыльчатке рабочего колеса, через выходной канал [5] и выходной патрубок канистры, топливо поступает в трубопровод подачи топлива к двигателю ВСУ.

ЭБУ выполняет в процессе работы насоса функции управления, контроля работоспособности и защиты электродвигателя от перегрева. Когда насос работает, в ЭБУ происходит процесс сравнения измеренной частоты вращения ротора электродвигателя с заданной (рабочей) частотой. Если значения этих частот не совпадают, ЭБУ выдает в СУОС дискретный сигнал об отказе насоса ВСУ, который снимается после стабилизации частоты вращения ротора электродвигателя.

Привод одномоторный (рис.4.10) предназначен для открытия/закрытия перекрывного крана.

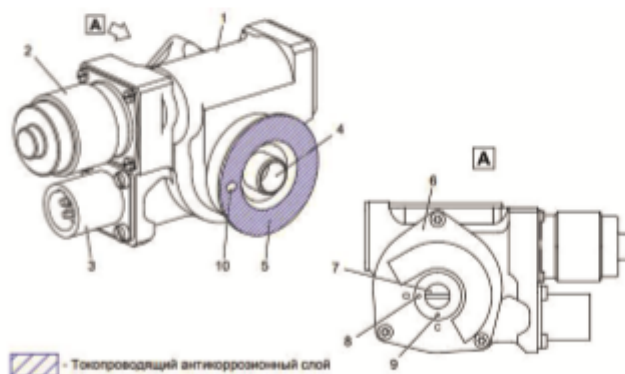


Рис.4.10. Привод одномоторный

Для открытия/закрытия крана электродвигатель [2], через редуктор, поворачивает выходной вал [4] на угол 90°.

При подаче электропитания на привод, в зависимости от положения концевых микровыключателей, выходной вал [4] поворачивается из одного крайнего положения в другое. По меткам [8] и [9] определяют, в каком положении находится кран.

В зависимости от положения микровыключателей привода СУОСО формирует и передает в систему индикации и сигнализации сигнал открытого или закрытого положения крана.

## 5. ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНАЯ СИСТЕМА

Противообледенительная система (ПОС) предназначена для защиты от образования и удаления льда с отдельных участков поверхности самолета.

ПОС состоит из системы противообледенительной крыла, системы противообледенительной воздухозаборника, системы очистки и обогрева остекления кабины экипажа и системы обнаружения обледенения.

Экипаж имеет возможность подсвечивать кромку крыла и обечайки воздухозаборников специальными фарами для визуального контроля обледенения используя кнопку-табло WING на панели LIGHT для включения освещения передней кромки крыла и воздухозаборников.

### 5.1. Система обнаружения обледенения

Система обнаружения обледенения (COO) предназначена для информирования экипажа и выдачи сигнала "Обледенение" во взаимодействующие самолетные системы.

COO (рис. 5.1) состоит из двух сигнализаторов обледенения

По признаку сигнала «Обледенение» от любого сигнализатора обледенения:

- БУК КСКВ производят автоматическое включение и выключение ПОС крыла, если галетный переключатель WING на панели ANTI ICE находится в положении AUTO

- FADEC MSU производит автоматическое включение и выключение ПОС ВЗ, если галетные переключатели ENG L и ENG R на панели ANTI ICE находятся в положении AUTO
- БУОС автоматически увеличивает мощность обогрева лобовых стекол, если галетные переключатели L и R на панели WINDOW HEAT находятся в положении AUTO

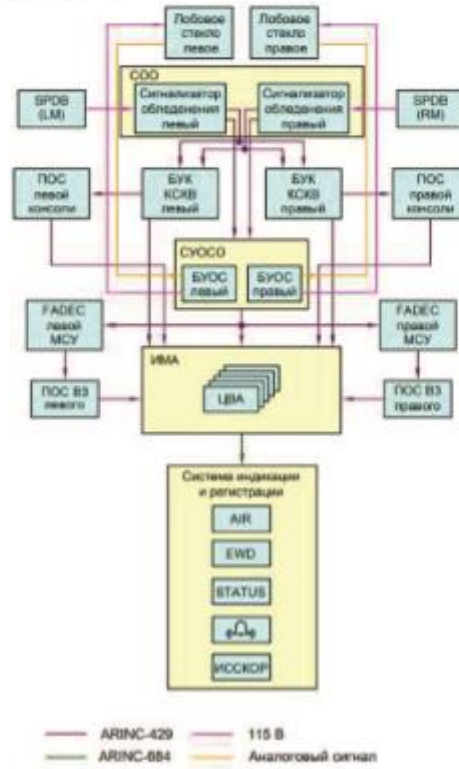


Рис. 5.1. Блок-схема взаимодействия системы обнаружения обледенения с самолётными системами



- система СУОСО через вычислители ЦВА интегрированной модульной авионики ИМА формирует сигнал в систему индикации и регистрации о рабочих режимах и неисправностях СОО:
  - информирует экипаж через системы индикации и оповещения
  - выдает информацию в систему ИССКОР.

#### Сигнализатор обледенения

Применен сигнализатор обледенения вибрационного типа реагирующий на изменение резонансной частоты колебаний чувствительного элемента при нарастании льда (Рис. 5.2).

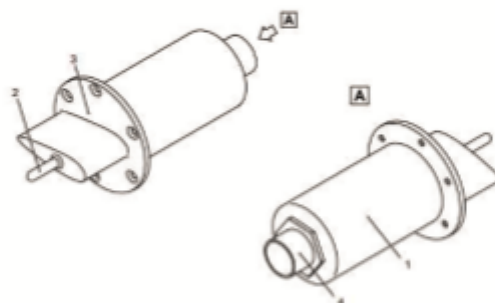


Рис. 5.2. Сигнализатор обледенения

Частота резонансных колебаний чувствительного элемента - 40000 Гц. Сигнализатор формирует сигнал "Обледенение" при изменении частоты резонанса чувствительного элемента на 130 Гц. Порог чувствительности (толщина слоя льда, при которой срабатывает сигнал «Обледенение») не более 0,5 мм.

Каждый сигнализатор формирует признаки сигналов: «Обледенение», «Исправность», «Отказ». Эти признаки сигналов подаются по основному каналу в два блока управления и контроля (БУК) комплексной системы кондиционирования воздуха (КСКВ) и по резервному каналу в систему управления общесамолетным оборудованием (СУОСО).

Сигнализатор имеет функцию самотестирования СВТ. Признак сигнала «Исправность» непрерывно формируется сигнализатором, пока он находится в исправном состоянии. Если от сигнализатора перестал поступать признак

сигнала «Исправность», СУОСО и БУК КСКВ все сигналы этого сигнализатора блокируют, и формируют сигнал об отказе данного сигнализатора. При этом информация об обледенении самолета воспринимается только от исправного сигнализатора.

Во внутренней части корпуса [1] установлены:

- возбуждающая катушка электромагнитных колебаний
- измерительная катушка электромагнитных колебаний
- нагревательные элементы
- контроллер.

Контроллер управляет катушками и нагревательными элементами, обеспечивает электропитание внутренних компонентов и выдачу сигналов в самолетные системы через электрический соединитель [4].

Нижняя часть чувствительного элемента [2] (внутри корпуса [1]) выполнена из ферромагнитного сплава. Это позволяет возбуждающей катушке приводить чувствительный элемент [2] в колебания.

После включения электропитания возбуждающая катушка задает чувствительному элементу [2] колебания с частотой 40000 Гц, измерительная катушка контролирует фактическую величину колебаний. При попадании самолета в зону обледенения на чувствительном элементе [2] начинает нарастать слой льда. Увеличивается масса чувствительного элемента [2] и снижается частота его колебаний. При уменьшении частоты колебаний на 130 Гц (соответствует толщине льда на чувствительном элементе около 0,5 мм) контроллер выдает сигнал «Обледенение». Одновременно контроллер включает нагревательные элементы. За короткий промежуток времени нагревается чувствительный элемент, происходит сброс накопившегося льда. Частота колебаний чувствительного элемента [2] возвращается к заданному значению. Нагрев отключается через 5 секунд после сброса льда. Время нагрева обычно не превышает 15 секунд. После сброса льда происходит остывание чувствительного элемента [2], повторяется цикл накопления льда на чувствительном элементе. После выхода самолета из зоны обледенения сигнализатор имеет задержку на снятие сигнала «Обледенение» в течение 60 секунд. Это позволяет:

- исключить кратковременных включений систем ПОС при полете в прерывистых условиях обледенения
- обеспечить полное удаление льда с обогреваемых поверхностей самолета.

## 5.2. Противообледенительная система крыла

Технические характеристики ПОС крыла:

- расход воздуха через каждую линию ПОС крыла не более 2400 кг/ч
- абсолютное давление воздуха на входе в ПОС крыла не более 441 кПа
- максимальная температура воздуха на входе в ПОС крыла не более 250°C.

ПОС крыла (рис.5.3) состоит из:

- заслонок регулирующих
- датчиков избыточного давления
- датчиков температуры
- соединений телескопических
- клапана перекрывающего линии кольцевания системы отбора воздуха (COB).

### Работа системы в автоматическом режиме.

При нормальной эксплуатации горячий воздух для ПОС левой и правой консоли крыла подается соответственно от левой и правой маршевой силовой установки (МСУ) через соответствующую подсистему (левая - COB1, правая - COB2) COB.

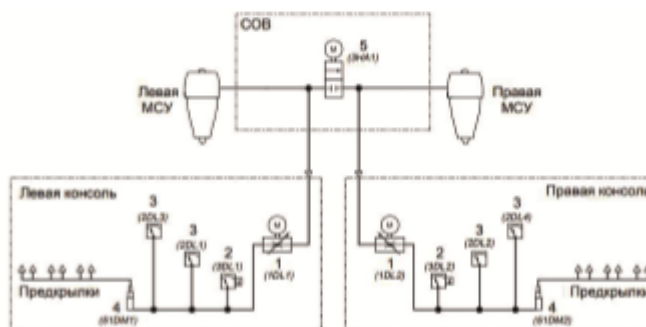


Рис. 5.3 Схема ПОС крыла

При установке переключателя WING на пульте ANTI ICE комплексного потолочного пульта (КПП) в положение AUTO, ПОС крыла управляется в автоматическом режиме блоком управления и контроля (БУК) комплексной системы кондиционирования воздуха (КСКВ) по сигналу "Обледенение".

При поступлении сигнала "Обледенение", БУК подает сигнал на открытие регулирующих заслонок [1] ПОС крыла.

Горячий воздух из СОВ поступает через открытые заслонки в распределительные трубы обогреваемых секций предкрылков.

Датчики давления [3] и датчики температуры [2] контролируют исправность ПОС крыла. Кроме того, датчики давления [3] используются для регулирования давления (расхода) горячего воздуха в зависимости от высоты полета.

Если в полете температура горячего воздуха на входе в ПОС крыла превышает 250 °С, БУК выполнит автоматическое отключение ПОС крыла для исключения перегрева конструкции, с помощью закрытия заслонок [1].

В случае отказа заслонки [1], БУК производит автоматическое отключение соответствующей подсистемы (левой СОВ1 или правой СОВ2) СОВ. При этом происходит автоматическое открытие клапана [5], на синоптической странице AIR символ клапана X-BLEED отображается зеленым цветом, на кнопке-табло X-BLEED высвечивается световой индикатор зеленого цвета.

При автоматическом отключении ПОС крыла, в случае отказа заслонок [1], БУК выполняет автоматическое отключение соответствующей подсистемы (левой СОВ1 или правой СОВ2) СОВ. При этом открытие клапана [5] автоматически блокируется, на синоптической странице AIR символ клапана X-BLEED отображается белым цветом, на кнопке-табло X-BLEED световой индикатор не высвечивается.

На земле работа ПОС крыла блокируется по сигналу обжатого положения опор шасси. При этом, до снятия сигнала обжатого положения опор шасси (до взлета), ПОС крыла не включится, независимо от наличия сигнала "Обледенение".

В случае выключения одной из МСУ в полете, или при отказе одной из подсистем СОВ, производится автоматическое открытие клапана [5]. При этом горячий воздух от исправного двигателя будет поступать через соответствующую подсистему СОВ в ПОС обеих консолей крыла. При отказе автоматического открытия клапана [5], экипаж может вручную открыть клапан путем нажатия кнопки-табло X-BLEED.

В случае отказа автоматического режима экипаж может включить ПОС крыла в ручном режиме, установив переключатель WING в положение ON. При этом ПОС крыла будет включена независимо от наличия сигналов "Обледенение" и обжатого положения шасси. Выключение ПОС крыла выполняется установкой переключателя WING в положение OFF.

Если галетный переключатель WING установлен в положение ON, при Tив выше 2 °C автоматически произойдет блокировка (отключение) ПОС крыла, для исключения перегрева конструкции предкрылков.

Регулирующие заслонки и датчики температуры получают электропитание через блоки управления и контроля БУК-17.

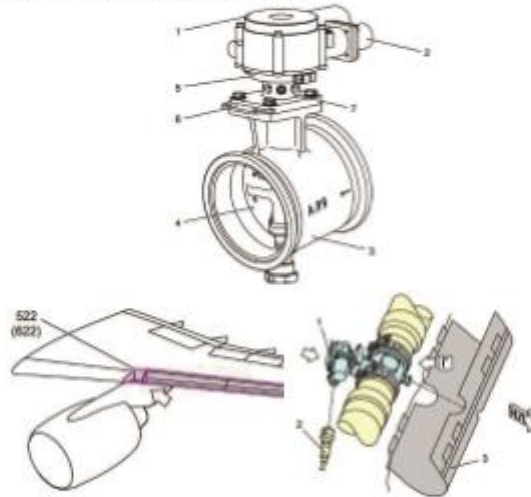


Рис. 5.4. Заслонка регулирующая и ее расположение

Заслонка регулирующая предназначена для регулирования давления (расхода) горячего воздуха, поступающего из системы отбора воздуха (СОВ) в противообледенительную систему (ПОС) крыла.

Электрический управляющий сигнал поступает от блока управления и контроля (БУК) комплексной системы кондиционирования воздуха (КСКВ) через

электрический соединитель [2] на привод вращения [1]. Привод вращения [1] придает валу дроссельной заслонки [4] левое или правое вращение.

Дроссельная заслонка [4] поворачивается и изменяет проходное сечение корпуса [3]. Таким образом изменяется расход воздуха в соответствии с электрическим управляющим сигналом.

Контроль работоспособности заслонки обеспечивается электрической сигнализацией крайних положений вала дроссельной заслонки [4].

Датчик избыточного давления (Рис. 5.5.) предназначен для измерения давления воздуха в трубопроводах ПОС крыла.

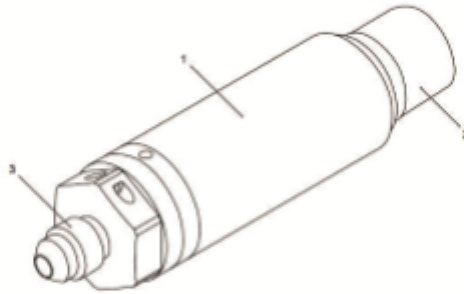


Рис. 5.5. Датчик избыточного давления

Давление воздуха передается на чувствительный элемент датчика, установленный в его корпусе [1]. Чувствительный элемент преобразовывает давление в электрический сигнал. Электрический сигнал передается через электрический соединитель [2] в БУК КСКВ.

Датчик температуры (рис. 5.7.) предназначен для измерения температуры воздуха в трубопроводе ПОС крыла.

Диапазон измерений датчика от -60 до 300 °С

Чувствительный элемент [2] передает преобразованный сигнал о величине сопротивления через электрический соединитель [3] в БУК КСКВ.

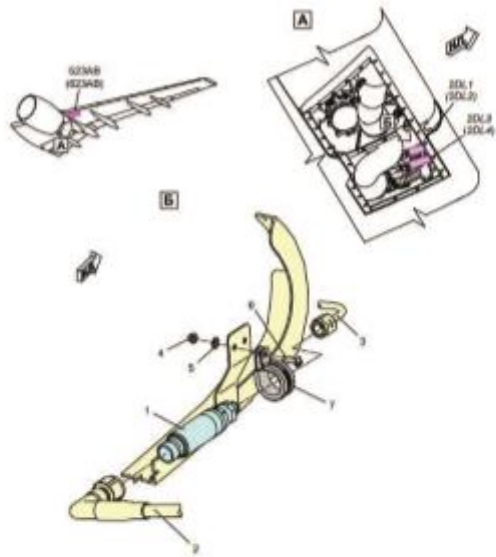


Рис. 5.6. Расположение датчика избыточного давления

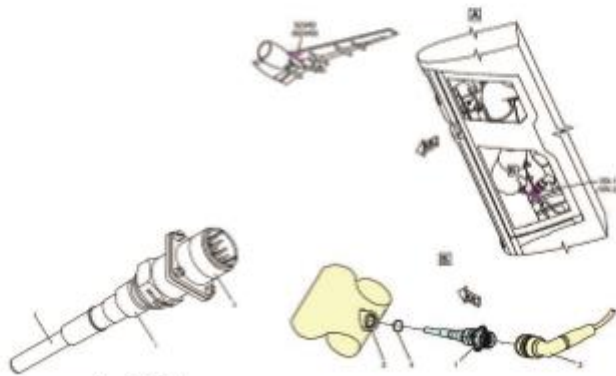


Рис. 5.7. Датчик температуры и его расположение

### 5.3. Система противообледенительная воздухозаборника двигателя

Система противообледенительная (ПОС) воздухозаборника (ВЗ) предназначена для предотвращения образования и удаления льда на воздухозаборнике в условиях обледенения. Применена воздушно-тепловая ПОС.

Максимальная температура на входе в ВЗ - 460°C.

ПОС ВЗ состоит из регулятора избыточного давления, клапана перекрытия и трубопроводов.

Исходное положение для работы ПОС ВЗ:

- МСУ выключена
- переключатель управления ПОС ВЗ ENG L (ENG R) установлен в положение AUTO
- отсутствует сигнал "Обледенение".

ПОС ВЗ имеет автоматический и ручной режим работы. Принципиальная блок-схема ПОС ВЗ приведена на рис. 5.8.

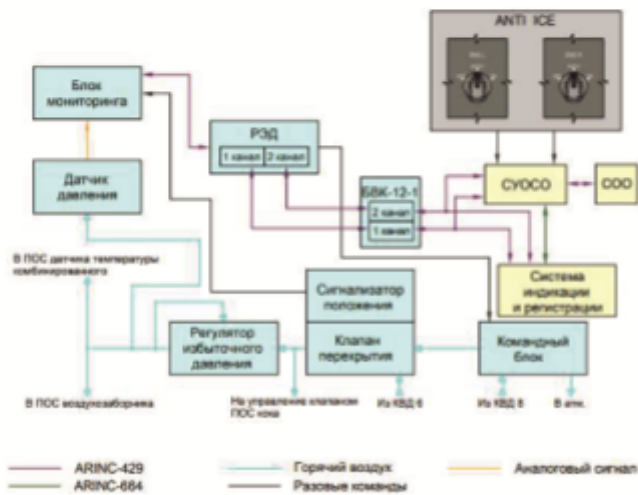


Рис. 5.8. Принципиальная блок-схема ПОС ВЗ



После запуска МСУ система управления общесамолетным оборудованием (СУОСО) при получении сигнала "Обледенение" от системы обнаружения обледенения (СОО) передает через ББК-12-1 сигнал по цифровой шине ARINC 429 в электронный регулятор двигателя (РЭД) на включение ПОС ВЗ. Командный блок получает от РЭД команду на включение ПОС ВЗ и пропускает давление из 8-й ступени КВД в управляющий канал перекрывающего клапана. Клапан открывается и пропускает горячий воздух из 6-й ступени КВД на вход в РИД. РИД включается в работу и автоматически поддерживает давление горячего воздуха в рабочем диапазоне.

После РИД горячий воздух по трубопроводам поступает в носок ВЗ и отбирается на обогрев комбинированного датчика. Из замкнутого пространства носка воздух выводится в атмосферу через 18 отверстий сброса воздуха в нижней части наружной обшивки ВЗ.

РЭД контролирует исправность ПОС ВЗ с помощью блока мониторинга. Блок мониторинга получает информацию от сигнализатора положения об открытии/закрытии перекрывающего клапана и от датчика давления о давлении в трубопроводе за РИД.

РЭД передает в СУОСО сигнал об отказе ПОС ВЗ в следующих случаях:

- через 5 секунд после включения ПОС ВЗ блок мониторинга не получил сигнал об открытом положении клапана
- через 5 секунд после отключения ПОС ВЗ блок мониторинга не получил сигнал о закрытом положении клапана
- в процессе работы ПОС ВЗ давление горячего воздуха в трубопроводах меньше 0,05 МПа (7.35 psi)
- в процессе работы ПОС ВЗ давление горячего воздуха в трубопроводах больше 0,41 МПа (58.78 psi).

Работа ПОС воздухозаборника в ручном режиме.

При установке переключателя управления ПОС ВЗ левой (правой) МСУ ENG L (ENG R) в положение ON происходит включение ПОС ВЗ вне зависимости от наличия сигнала "Обледенение" от СУОСО.

Работа компонентов и контроль исправности ПОС ВЗ в ручном режиме аналогична работе ПОС ВЗ в автоматическом режиме. Для предотвращения перегрева конструкции, включение ПОС ВЗ в ручном режиме заблокировано при  $T_{\text{тв}}$  более 10 °C (50 °F).

Информация о состоянии и отказах ПОС ВЗ поступает в РЭД и передается через БВК-12-1 по цифровой шине ARINC 429 в СУОСО и в систему индикации и регистрации.

#### 5.4. Система очистки и обогрева остекления кабины экипажа

Система очистки и электрообогрева остекления кабины экипажа предназначена для удаления с остекления льда и осадков, и предотвращения обледенения остекления в полете.

Электрообогрев состоит из двух блоков управления обогревом стекол (БУОС). БУОС управляет нагревательными элементами стекол кабины экипажа с помощью сигналов от датчиков температуры стекол. Датчики и нагревательные элементы входят в состав остекления кабины экипажа.

Принципиальная блок-схема электрообогрева остекления кабины экипажа приведена на рис. 5.9.

Экипаж задает режимы работы электрообогрева с помощью переключателей L и R на панели WINDOW HEAT на комплексном потолочном пульте.

Электрообогрев имеет два режима работы: автоматический и ручной. В обоих режимах работы БУОС контролирует и обеспечивает температуру в рабочем диапазоне каждого стекла кабины индивидуально.

Автоматический режим работы электрообогрева включается переводом переключателей L и R в положение AUTO. Если отсутствует сигнал "Обледенение" от системы обнаружения обледенения (СОО), лобовое стекло обогревается с мощностью 1600 Вт, стекло форточки с мощностью 700 Вт, боковое стекло с мощностью 400 Вт.

При поступлении от СОО сигнала "Обледенение", БУОС переводит работу обогревателей лобовых стекол на мощность 4800 Вт. Мощность обогревателей стекла форточки и бокового стекла не меняется.

При переводе переключателей L и R в положение ON, включается ручной режим работы электрообогрева. При этом БУОС переводит работу обогревателей лобовых стекол на высокую мощность, независимо от сигнала обледенения.

При необходимости, экипаж может выключить электрообогрев переводом переключателя L и R на пульте WINDOW HEAT в положение OFF.

Блок управления обогревом стекол (БУОС) предназначен для управления температурой нагревательных элементов остекления кабины экипажа.

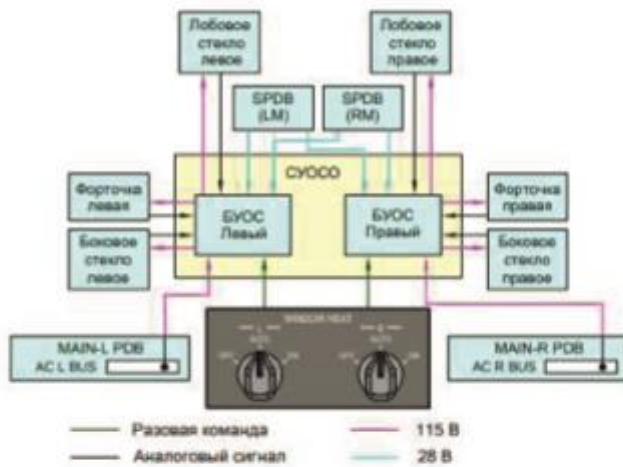


Рис. 5.9. Блок-схема электрообогрева остекления кабины экипажа

Напряжение электропитания блока – 28В постоянного тока (управление и контроль) и 115В переменного тока (обогреватели стекол). Объем энергонезависимой памяти, с информацией о наработке блока и величине тока в каждой цепи обогревателя стекол - не менее 1 Гбайта. Рабочий диапазон температуры стекол кабины экипажа от 30 до 40 °С.

При подаче электропитания БУОС автоматически переходит в режим включения электрообогрева остекления. После окончания процедуры идентификации БУОС формирует сигнал исправности и приступает к управлению электрообогревом в соответствии с программой функционирования.

В каждом стекле кабины экипажа установлены по три датчика температуры. Аналоговые сигналы с датчиков температуры поступают в БУОС, используются для поддержания температуры каждого из стекол в рабочем диапазоне. БУОС коммутирует на обогреватели стекол трехфазный переменный ток 115 В, контролирует и управляет температурой каждого стекла кабины индивидуально.

Для поддержания температуры стекол в рабочем диапазоне, БУОС соблюдает следующий алгоритм:

- если от двух из трех датчиков температуры поступает сигнал "Температура ниже 30 °C (86 °F)", БУОС включает обогреватели стекла, начинается цикл нагрева

- если от двух из трех датчиков температуры поступает сигнал "Температура выше 40 °C (104 °F)", БУОС отключает обогреватели стекла, начинается цикл охлаждения.

В процессе работы БУОС контролирует собственную работоспособность, исправность цепей обогрева стекол и датчиков температуры, выдает соответствующие сигналы в СУОСО.

Система очистки лобовых стекол (СОЛС) предназначена для удаления осадков с лобовых стекол кабины экипажа.

СОЛС (рис. 5.10.) состоит из:

- мотор-редукторов стеклоочистителя
- поводков щеток стеклоочистителя
- щеток стеклоочистителя
- электронных блоков управления стеклоочистителя (ЭБУС)

Режим работы СОЛС задается переключателями L и R на панелях WINDSHIELD WIPER комплексного потолочного пульта. Каждый переключатель имеет четыре положения:

- OFF (Выключено) - щетка в парковочном положении;
- INT (Прерывисто) - прерывистый, с низкой скоростью;
- SLOW (Медленно) - постоянный, с низкой скоростью;
- FAST (Быстро) - постоянный, с высокой скоростью.

Электронный блок управления стеклоочистителя (ЭБУС) в зависимости от положения переключателя режимов работы, коммутирует электропитание на мотор-редуктор. Поводок с щеткой стеклоочистителя перемещается по лобовому стеклу. Углы поворота щетки стеклоочистителя контролируются ЭБУС по сигналам положения вала мотор-редуктора.

На низкой скорости вал мотор-редуктора выполняет  $83 \pm 15$  циклов/мин, на высокой скорости  $125 \pm 15$  циклов/мин. Очистка в прерывистом режиме работы включает в себя два последовательных цикла очистки с низкой скоростью, остановка щетки в парковочном положении на 2 - 3 секунды, после чего циклы очистки/остановки повторяются.

Скорость перемещения вала мотор-редуктора настраивается в заводских условиях без нагрузки.

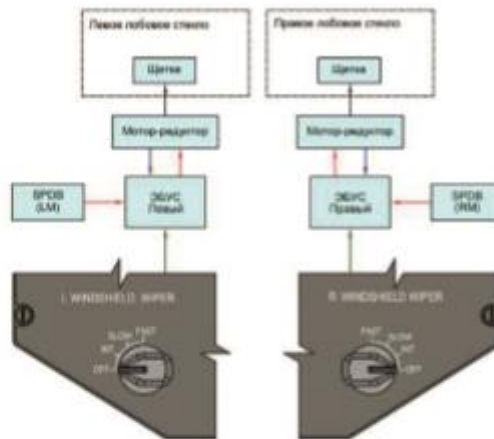


Рис. 5.10. Блок-схема системы очистки лобовых стекол

Фактическая скорость перемещения щетки стеклоочистителя по лобовому стеклу ниже стеновой, и зависит от состояния поверхности лобового стекла, наличия влаги, степени износа щетки, параметров электропитания.

Мотор-редуктор (рис. 5.11.) состоит из электромотора [1] и редуктора [2]. В корпусе редуктора [2] имеются два гнезда [6] под установочный штифт [5]. Положение установочного штифта [5] определяет сторону установки мотор-редуктора на самолете (левый / правый).

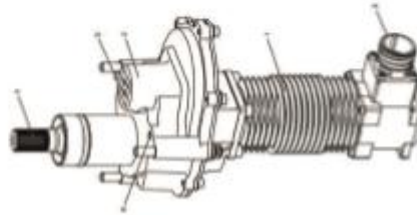


Рис. 5.11 Мотор-редуктор стеклоочистителя

## 6. СРЕДСТВА ПОЖАРНОЙ ЗАЩИТЫ

Средства пожарной защиты (СПЗ) предназначены для:

- обнаружения пожара или перегрева в отсеках гондол двигателя МСУ, пожара в отсеке ВСУ, дыма и перегрева в багажно-грузовых отсеках (БГО), дыма в модулях туалетных
- выдачи информации о возникновении пожара, дыма или перегрева в блок контроля и управления СПЗ, членам экипажа и в бортовые системы самолета
- тушения пожара в отсеках гондол двигателей, тушения пожара в отсеке ВСУ, тушения и локализации пожара в отсеках БГО, тушения пожара в мусоросборниках модулей туалетных, а также тушения пожара переносными средствами пожаротушения в кабине экипажа и пассажирской кабине

Средства пожарной защиты состоят из:

- системы контроля и управления
- системы пожарной сигнализации
- системы пожаротушения.

Упрощенная принципиальная блок-схема СПЗ приведена на Рис. 6.1.

Органы управления средств пожарной защиты располагаются на комплексном потолочном пульте и состоят из:

- органов управления системы пожаротушения переднего БГО (Рис. 6.2., Вид А)
- органов управления системы пожаротушения левого и правого двигателей и ВСУ (Рис. 6.2., Вид Б)
- органов управления системы пожаротушения заднего БГО (Рис. 6.2, Вид В).

В).

Условные обозначения к рис. 6.2:

- 1 Кнопочный переключатель L ENG FIRE (пожар левого двигателя)
- 2 Кнопочный переключатель R ENG FIRE (пожар правого двигателя)
- 3 Кнопочный переключатель APU FIRE (пожар ВСУ)
- 4, 5, 8, 9 Кнопочные переключатели AGENT 1 (2) - включение первой (второй) очереди пожаротушения левого (правого) двигателя
- 6 Кнопочный переключатель AGENT APU (включение очереди пожаротушения ВСУ)
- 7 Кнопка FIRE TEST (проверка работоспособности СПЗ)





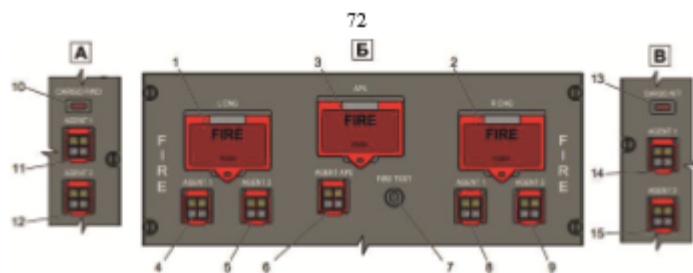


Рис. 6.2. Органы управления СПЗ

10 Светосигнализатор FIRE (пожар в переднем БГО)

11, 12, 14, 15 Кнопочные переключатели AGENT 1 (2) включение первой (второй) очереди пожаротушения переднего (заднего) БГО

13 Светосигнализатор FIRE (пожар в заднем БГО)

При возникновении пожара, перегрева в отсеках самолета или отказов в работе СПЗ:

- на кадре EWD в четвертой зоне появляются аварийные и предупреждающие сообщения
- включаются два светосигнальных индикатора WARN или CAUT
- звучит речевое сообщение
- звучат удары колокола.

Система контроля и управления

Система контроля и управления предназначена для:

- контроля работоспособности средств пожарной защиты
- управления средствами пожарной защиты
- взаимодействие с бортовой системой технического обслуживания
- записи и хранения истории отказов и результатов контроля СПЗ.

Блок контроля и управления предназначен для:

- приема и обработки сигналов от:
  - сигнализаторов пожара/перегрева двигателей
  - блоков преобразования сигналов (при наличии)
  - сигнализаторов пожара ВСУ
  - сигнализаторов дыма БГО
  - сигнализаторов дыма туалетов
- формирования и выдачи сигналов:
  - пожар и/или перегрев двигателя МСУ (левого/правого) и ВСУ



- дым и/или перегрев в БГО
- дым в туалете
- формирования и выдачи сигнала на автоматическое включение системы пожаротушения ВСУ на земле
- контроля целостности:
  - пиропатронов огнетушителей двигателя (левого/правого), БГО и ВСУ
  - сигнализаторов пожара/перегрева двигателя (левого/правого)

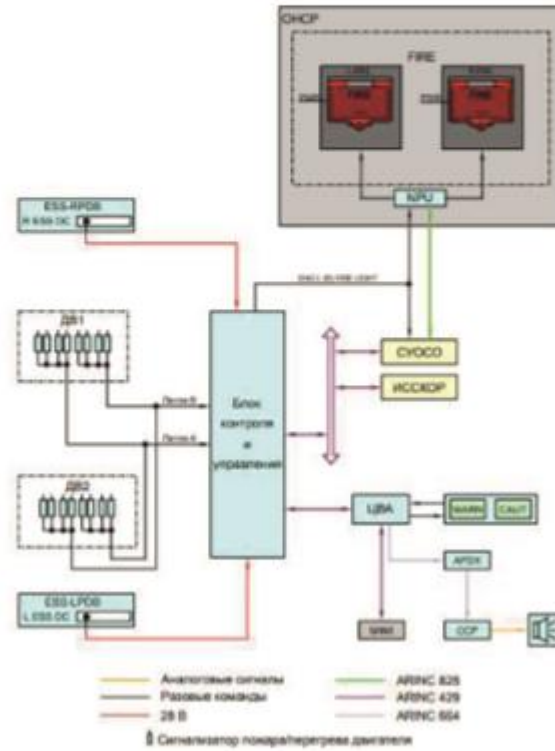


Рис. 6.3. Схема сигнализации о пожаре двигателя.

- сигнализаторов пожара ВСУ
- сигнализаторов дыма БГО
- сигнализаторов дыма туалетов
- контроля разряда огнетушителей двигателей, ВСУ и БГО
- контроля состояния и работоспособности СПЗ
- взаимодействия с бортовой системой технического обслуживания
- сбора, хранения и выдачи истории отказов, событий и результатов контроля СПЗ за последние 64 полета.

### 6.1. Сигнализаторы пожара/перегрева

Сигнализация пожара двигателя состоит из сигнализаторов пожара/перегрева двигателя (28 шт), которые установлены в зоне пилона, в зоне вентилятора и зоне газогенератора. Сигнализаторы через блоки преобразования сигналов (4 шт) соединены в два независимых канала сигнализации (петля А и петля В) для каждого двигателя.

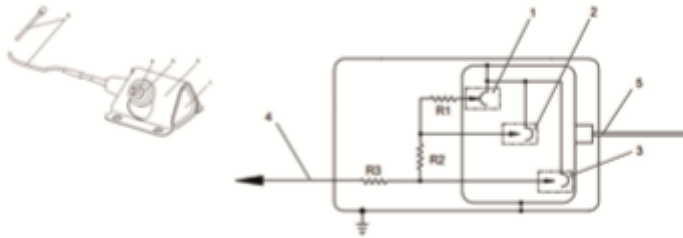


Рис. 6.4. Датчик пожара/перегрева

На рис. 6.4.:

- 1 Выключатель ЦЕЛОСТНОСТЬ
- 2 Выключатель ПЕРЕГРЕВ
- 3 Выключатель ПОЖАР
- 4 Контактный штырь
- 5 Чувствительный элемент

Работа сигнализатора основана на изменении давления газа при изменении температуры в ограниченном объеме.

Трубка чувствительного элемента [5] рис. 6.4. содержит ограниченный объем инертного газа и соединена с детектором давления в корпусе [1].

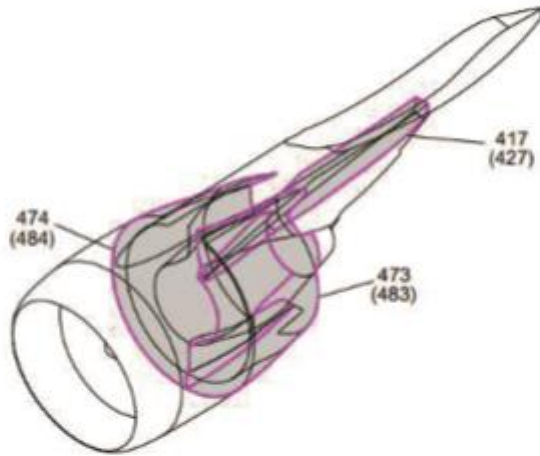


Рис. 6.5. Расположение датчиков пожара-перегрева на двигателе

Изменение давления газа в объеме чувствительного элемента [5] воздействует на детектор давления и приводит в действие два нормально разомкнутых выключателя ПЕРЕГРЕВ [2] и ПОЖАР [3]. Увеличение температуры по всей длине чувствительного элемента [5] сигнализатора увеличивает давление газа и вызывает замыкание выключателя ПЕРЕГРЕВ [2]. Дальнейшее увеличение температуры больше увеличивает давление газа и вызывает замыкание выключателя ПОЖАР [3]. При уменьшении температуры давление газа понижается, выключатели ПЕРЕГРЕВ [2] и ПОЖАР [3] размыкаются, сигнализатор возвращается в исходное положение.

Выключатель ЦЕЛОСТНОСТЬ [1] под действием давления газа находится в нормально замкнутом положении. Если чувствительный элемент [5]

сигнализатора поврежден, то нормальное давление газа будет потеряно, выключатель ЦЕЛОСТНОСТЬ [1] разомкнется.

Выключатели ПЕРЕГРЕВ [2], ПОЖАР [3] и ЦЕЛОСТНОСТЬ [1] генерируют соответствующий электрический сигнал на контактом штыре [4].

Конструкция сигнализатора позволяет контролировать как объемный нагрев, который охватывает всю длину чувствительного элемента [5] сигнализатора, так и узконаправленное, высокотемпературное пламя факельного типа.

Кроме датчиков пожара/перегрева основанных на измерении изменяющегося при нагреве давления газа могут применяться датчики пожара/перегрева основанные на изменении электрического сопротивления чувствительного элемента датчика.

Сигнализатор пожара/перегрева двигателя предназначен для непрерывного измерения температуры в отсеках маршевых силовых установок (МСУ).

Совместно с блоком преобразования сигналов сигнализатор обеспечивает обнаружение пожара и перегрева двигателя по средней температуре нагрева чувствительного элемента или локального воздействия повышенной температуры факельного типа на участок чувствительного элемента.

Сопротивление чувствительного элемента, приведенное к температуре 20°C и пересчитанное на 1 м его длины, составляет  $(8,70 \pm 0,25)$  Ом.

Сигнализатор, совместно с блоком преобразования сигналов, обеспечивает измерение температуры по общему нагреву чувствительного элемента для сигнализации о пожаре и перегреве двигателя в диапазоне от 100 °C до 450 °C (от 212 °F до 842 °F).

Сигнализатор (рис. 6.6.) состоит из:

- корпуса [1]
- чувствительного элемента [2]
- электрического соединителя [3]

Работа сигнализатора основана на изменении электрического сопротивления чувствительного элемента при изменении температуры.

Чувствительный элемент сигнализатора содержит два гальванически не связанных между собой линейных терморезистивных элемента.

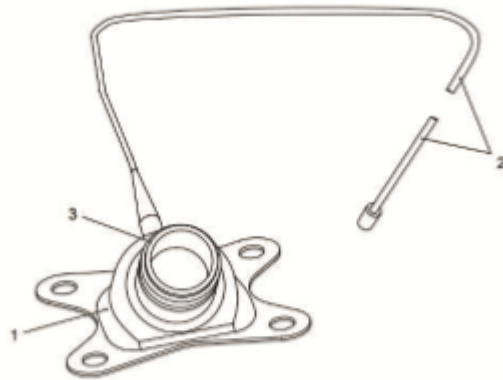


Рис. 6.6 Датчик пожара-перегрева двигателя

Терморезистивные элементы расположены в чувствительном элементе параллельно и имеют одинаковые технические характеристики. Для измерения температуры используются оба элемента

Изменение температуры в отсеках МСУ приводит к изменению электрического сопротивления терморезистивных элементов чувствительного элемента сигнализатора. Блок преобразования сигналов измеряет значение электрического сопротивления терморезистивных элементов, анализирует и генерирует сигналы о пожаре/перегреве в отсеках МСУ.

Конструкция сигнализатора позволяет контролировать объемный нагрев по всей длине чувствительного элемента сигнализатора и узконаправленное, высокотемпературное пламя факельного типа. Неисправным состоянием для сигнализатора является обрыв или короткое замыкание чувствительного элемента.

Резистивные датчики пожара/перегрева работают с блоком преобразования сигналов.

Блок предназначен для:

- измерения полного сопротивления датчиков пожара терморезистивных типа ДПТ1 и пересчета его в значение температуры
- определения состояния каждого из датчиков в соответствии с ситуацией «Отказ» или «Норма», ситуацией сигналов «Пожар», «Перегрев»

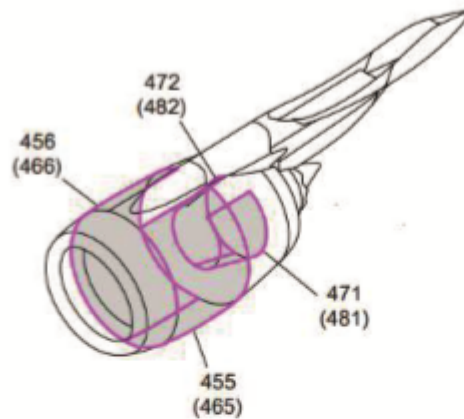


Рис 6.7. Расположение датчиков пожара-перегрева на двигателе

- логической обработки принятой информации
  - формирования и выдачи по CAN интерфейсу предупредительных и аварийных сигналов о пожаре/перегреве в отсеках МСУ
  - контроля собственной исправности и контроля исправности датчиков пожара терморезистивных типа ДПТ1 с линиями связи
  - выдачи информации по результатам контроля по CAN интерфейсу.
- Блок расположен в непосредственной близости от датчиков.

## 6.2. Сигнализаторы дыма

Сигнализатор дыма БГО предназначен для обнаружения задымления и/или пожара в переднем (заднем) БГО и выдачи соответствующих сигналов в блок контроля и управления

Порог срабатывания по прозрачности окружающей среды - 95 %

Порог срабатывания по температуре, 85°C (185°F)

Сигнализатор дыма БГО (рис.6.8) состоит из оптической и электрической части и имеет по два независимых идентичных канала (канал А и канал В)

измерения, обработки и выдачи информации. Оба канала выполняют одинаковые функции.

Каждый независимый канал осуществляет контроль окружающей среды на прозрачность (наличие дыма) и на перегрев (определение повышенной температуры). Каждый канал формирует и выдает сигнал о превышении заранее заданного порога значения контролируемого параметра.

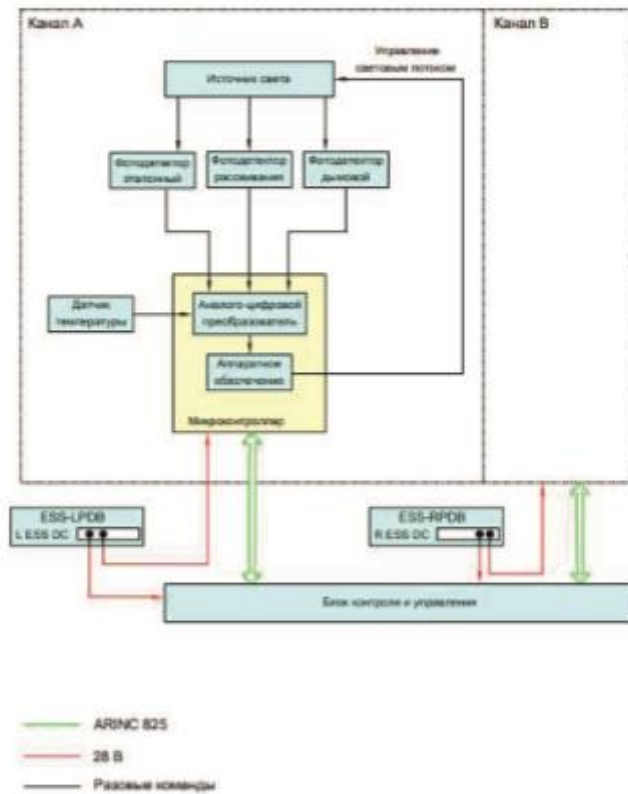


Рис 6.8. Схема датчика дыма

Оптическая часть состоит из измерительной камеры, в которой установлены источник света и три фотодетектора.

Электрическая часть представляет собой оборудование на основе микроконтроллера, который преобразует показания фотодетекторов в электрический сигнал пропорционально концентрации дыма в измерительной камере.

Если концентрация дыма в БГО превышает заданный уровень, сигнализатор выдает сигнал о наличии дыма.

Каждый канал сигнализатора также имеет датчик температуры.

Микроконтроллер постоянно считывает данные от датчика температуры и сравнивает текущее измеренное значение температуры с заданным значением.

Если температура в БГО превышает заданное значение, сигнализатор выдает сигнал о пожаре в блок контроля и управления.

Каждый канал сигнализатора имеет в своем составе встроенную систему контроля, которая обеспечивает контроль собственной исправности сигнализатора.

Сигнализатор дыма в туалетах отличается отсутствием датчика температуры.

### 6.3. Система пожаротушения

Система пожаротушения (рис. 6.9.) состоит из:

- системы пожаротушения двигателя
- системы пожаротушения ВСУ
- системы пожаротушения БГО
- системы пожаротушения туалетов
- средств пожаротушения переносных

С панели FIRE комплексного потолочного пульта (КПП) подается сигнал в следующие системы:

- при отжатии кнопочного переключателя L ENG FIRE, R ENG FIRE:
- \* топливную - закрытие крана перекрывного системы подкачки топлива левого (правого) двигателя
- \* гидравлическую - закрытие крана перекрывного гидросистемы 1 (левого) и гидросистемы 2 (правого) двигателя
- \* отбора воздуха - закрытие крана перекрывного системы отбора воздуха от левого (правого) двигателя
- \* электроснабжения - отключение генератора левого (правого) двигателя.



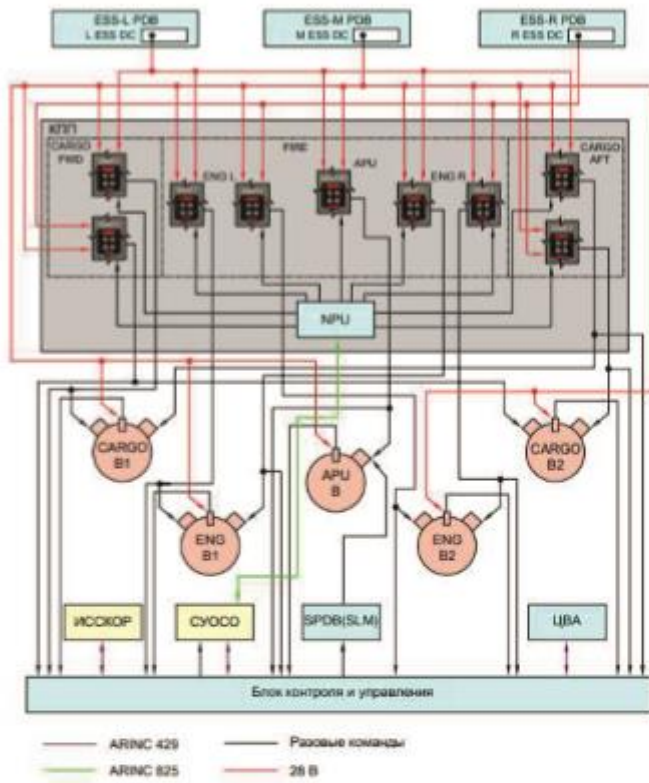


Рис. 6.9. Блок-схема системы пожаротушения

При нажатии кнопочного переключателя AGENT 1 на панели FIRE комплексного потолочного пульта левого (правого) двигателя, включается первая очередь пожаротушения двигателя. Электрический сигнал подается на соответствующую пироголовку огнетушителя двигателя первой очереди, что приводит к срабатыванию пиропатрона пироголовки огнетушителя.

После срабатывания пиропатрона огнетушащий состав от огнетушителя по трубопроводам поступает в левый (правый) двигатель и распыляется в нем посредством форсунки. При этом поле SQUIB кнопочного переключателя AGENT 1 гаснет, что уведомляет экипаж о срабатывании пиропатрона огнетушителя.

После разряда огнетушителя (2 секунды) загорается поле DISCH кнопочных переключателей AGENT 1 левого и правого двигателей, загорается поле SQUIB кнопочных переключателей AGENT 2 левого (правого) двигателя.

Огнетушитель двигателя предназначен для хранения огнегасящего состава на борту самолета и подачи огнегасящего состава в трубопроводы системы пожаротушения двигателя.

В качестве огнегасящего состава применяется бромтрифторметан. Создающий давление газ – азот.

Огнетушитель (рис. 6.10.) представляет собой сферический металлический контейнер и состоит из:

- баллона [1]
- двух пироголовок с пиропатронами [2]
- узлов крепления [3]
- штуцера зарядного [4]
- сигнализатора разряда [5]
- кнопки контроля работоспособности сигнализатора разряда [6]



Рис. 6.10 Огнетушитель двигателя

При нажатии кнопочного переключателя AGENT 1 (2) на панели FIRE КПП на пироголовку [2] огнетушителя первой (второй) очереди пожаротушения подается электрический сигнал. Пиропатрон пироголовки [2] срабатывает и разрывает мембрану, которая препятствует вытеканию огнегасящего состава.

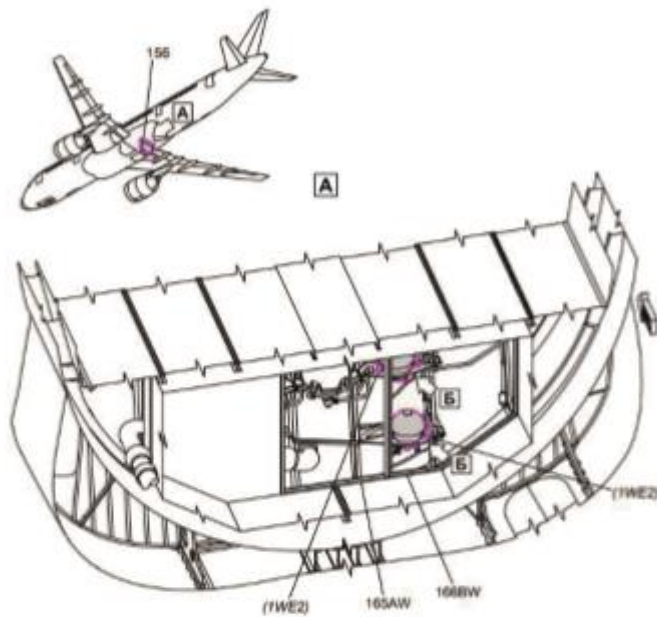


Рис. 6.11 Расположение огнетушителей двигателя

Огнетушащий состав под действием давления вытесняющего газа поступает из баллона [1] огнетушителя, по трубопроводам, в систему пожаротушения двигателя. После снижения давления в огнетушителе сигнализатор разряда [5] выдает сигнал в блок контроля и управления о разряде огнетушителя соответствующей очереди пожаротушения. Сигнализатор разряда [5] представляет собой датчик давления с компенсацией температуры. Для контроля сигнализатора разряда [5] на его корпусе установлена кнопка контроля работоспособности сигнализатора [6].

Система пожаротушения туалетов предназначена для ликвидации пожара в мусоросборниках туалетных модулей. Система полностью автономна.

Система пожаротушения туалетов состоит из огнетушителей автоматических. Огнетушитель автоматический устанавливается в каждом туалетном модуле.

Огнетушитель (рис. 6.12) представляет собой сферический металлический контейнер и состоит из:

- баллона [1]
- кронштейна крепления [6]
- разрядных трубок [4]
- плавких пробок [5]
- индикатора давления [2]
- RFID метки [3].

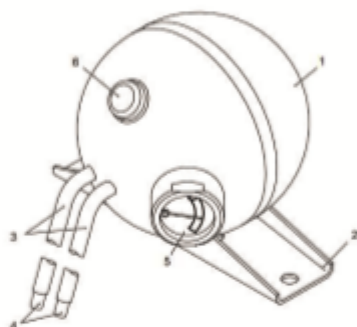


Рис. 6.12 Огнетушитель автоматический

При возникновении пожара в туалетном мусорном контейнере разрядные трубки [2] огнетушителя нагреваются. После того, как температура в туалетном мусорном контейнере достигнет величины температуры срабатывания, плавкие пробки [3] в разрядных трубках [2] плавятся и огнегасящий состав под действием давления вытесняется из баллона [1] в туалетный мусорный контейнер и гасит огонь.

Время разряда огнетушителя ( $12 \pm 5$ ) секунд.

Время плавления плавких пробок [3] составляет не более 60 секунд.

После разряда огнетушителя показания индикатора давления [5] имеют минимальное значение.

RFID метка [6]- метка радиочастотной идентификации.

Предназначена для идентификации огнетушителя автоматического. Применяется опционно.

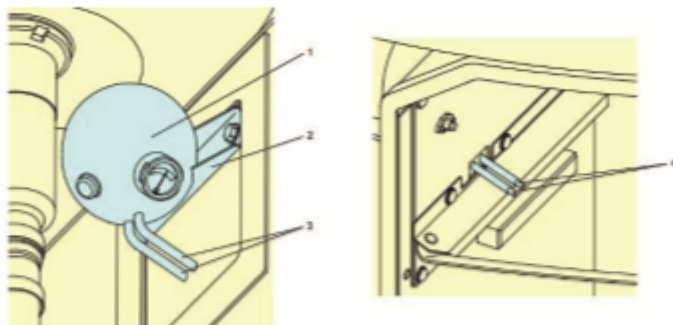


Рис. 6.13 Расположение огнетушителя автоматического

## 7. СИСТЕМА КОНДИЦИОНИРОВАНИЯ ВОЗДУХА

Система кондиционирования воздуха (СКВ) предназначена для:

- создания и поддержания заданных климатических условий в гермокабине самолета на всех высотах и режимах полета, и на земле
- охлаждения или обогрева воздухом самолетного оборудования
- подачи воздуха в систему нейтрального газа (СНГ).

СКВ выполняет следующие функции:

- кондиционирование воздуха и его распределение в гермокабине самолета с использованием рециркуляционного воздуха
- подача чистого воздуха (без рециркуляционного из салона пассажиров) в кабину экипажа
- независимое регулирование температуры в кабине экипажа и трех зонах салона пассажиров

- вентиляция индивидуальных мест пассажиров и членов экипажа
- обдув остекления кабины экипажа
- обогрев зоны ног пилотов
- обогрев служебных помещений в зоне расположения наружных дверей
- программирование и автоматическое поддержание расхода воздуха, подаваемого в гермокабину, в зависимости от количества людей на борту самолета
- автоматическое отключение СКВ (двух установок охлаждения воздуха - УОВ1, УОВ2) в случае отказа двигателя МСУ на взлете (на взлетном режиме)
- аварийная вентиляция гермокабины самолета атмосферным воздухом от продувочного тракта теплообменника УОВ до высоты полета 3048 м (10000 ft)
- поддержание необходимой температуры в отсеках БРЭО и принудительное охлаждение блоков радиоэлектронного оборудования
- отключение вентиляторов рециркуляции и перекрытие вентиляции переднего багажно-грузового отсека (БГО) в случае обнаружения в нем пожара
- подача продувочного воздуха в теплообменник СНГ во время работы комплексной системы кондиционирования воздуха (КСКВ)
- подача воздуха в СНГ
- участие в удалении дыма из гермокабины самолета
- обеспечение условий для перевозки животных в переднем БГО (опция)
- автоматическое регулирование температуры воздуха на выходе из УОВ по потребностям самой теплонагруженной (одной из пяти) зоны регулирования температуры
- защита от перегрева воздуха на выходе из УОВ
- наземное кондиционирование воздуха с использованием вспомогательной силовой установки (ВСУ) или наземного источника
- управление работой СКВ и встроенный контроль функционирования СКВ в полете и на земле
- контроль технического состояния агрегатов СКВ.

Блок схема системы кондиционирования воздуха представлена на рис. 7.1.

СКВ состоит из:

- органов управления и индикаторов
- системы распределения воздуха
- системы автоматического регулирования давления (САРД)

- системы обогрева
- системы охлаждения
- системы регулирования температуры
- системы очистки и увлажнения воздуха:
  - системы увлажнения воздуха кабины экипажа
  - системы очистки воздуха
- системы управления КСКВ.

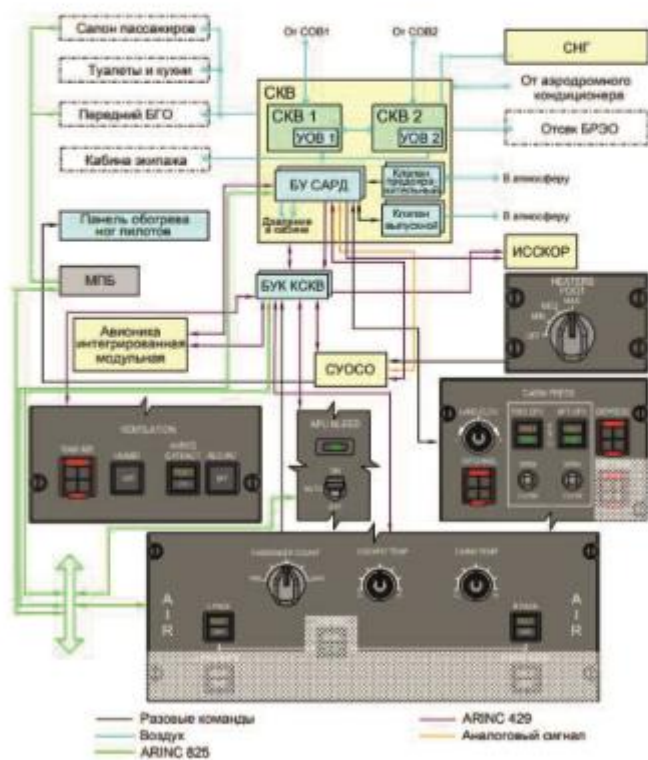


Рис. 7.1 Блок-схема системы кондиционирования воздуха

СКВ условно подразделяется на две независимые подсистемы: левую (левая ветвь СКВ) - СКВ1 и правую (правая ветвь СКВ) - СКВ2

Управление и контроль работы СКВ в автоматическом режиме выполняют:

- два блока управления и контроля комплексной системы кондиционирования воздуха (БУК КСКВ)

- два блока управления системы автоматического регулирования давления (БУ САРД)

СКВ начинает работать после подключения электропитания к борту самолета. При этом вступает в работу встроенный контроль СКВ. Включаются два из четырех нагнетающих электроклапанов для охлаждения радиоэлектронного оборудования в отсеке БРЭО, включается вытяжной электроклапан в отсеке БРЭО, открывается перекрывающий клапан и воздух из отсека БРЭО сбрасывается в атмосферу.

Воздух для СОВ может отбираться от двигателей МСУ, ВСУ или наземного кондиционера. Во время работы СКВ воздух поступает от СОВ1, СОВ2 в левую и в правую ветви СКВ - СКВ1 и СКВ2. Для подключения наземного кондиционера самолет оборудован штуцером наземного кондиционера.

Поступивший в СКВ воздух регулируется по расходу регуляторами расхода, охлаждается до определенной температуры в УОВ и подается в смеситель. В смесителе воздух смешивается с рециркуляционным воздухом, а затем поступает в:

- передний БГО
- салон пассажиров
- систему охлаждения радиоэлектронного оборудования (СОРЭО).

Система регулирования температуры обеспечивает в кабине экипажа и в трех зонах пассажирской кабины температуру, которую программируют посредством датчиков температуры воздуха в кабине экипажа - COCKPIT TEMP и в пассажирской кабине - CABIN TEMP, способом подмеса горячего воздуха к потоку воздуха от смесителя и от УОВ с помощью регулятора давления воздуха подмеса и регулирующих заслонок.

Количество воздуха, который подается в пассажирскую кабину регулируется с помощью переключателя расхода подаваемого воздуха в соответствии с количеством пассажиров - PASSENGER COUNT. Датчики температуры - COCKPIT TEMP и CABIN TEMP, переключатель расхода подаваемого воздуха в соответствии с количеством пассажиров - PASSENGER COUNT размещены в кабине экипажа на панели управления AIR KCKB КПП.



Температуру воздуха в зонах регулирования экипаж задает с КПП. Если нет сигнала от КПП - значение заданной температуры по умолчанию 23 °C (73.40 °F) (диапазон заданной температуры - от 16 °C до 30 °C (от 60.80 °F до 86 °F)).

Заданная температура в пассажирской кабине и переднем БГО корректируется с многофункционального пульта бортипроводника (МПБ), а если нет данных, то заданная температура устанавливается с КПП. Числовое значение заданной, фактически измеренной температуры воздуха в кабине экипажа, салоне пассажиров, переднем БГО отображается на синоптической странице AIR.

Управление температурой в переднем БГО выполняется с МПБ. В случае возникновения пожара в БГО - подача воздуха в БГО прекращается.

Для повышения эффективности СКВ в системе используется рециркуляционный воздух. Рециркуляция воздуха выполняется электровентиляторами. Электровентиляторы включаются автоматически, если запущены двигатели MSU или VCU.

Электровентиляторы можно отключать принудительно нажатием кнопки RECIRC на панели управления VENTILATION КПП или автоматически по сигналу задымления в пассажирской кабине. Рециркуляционный воздух пропускается для очистки через фильтры.

Вентиляция туалетов и кухни выполняется электровентиляторами автоматически, когда запущены двигатели MSU или VCU. Для вентиляции кабины экипажа используется только свежий воздух. Воздух, который поступает в кабину экипажа используется для общей и индивидуальной вентиляции, обдува лобовых и боковых стекол кабины экипажа.

Воздух, который сбрасывается из кабины экипажа используется для охлаждения оборудования в отсеке БРЭО. Охлаждение блоков радиоэлектронного оборудования выполняется нагнетающими электровентиляторами. Далее воздух с помощью вытяжного электровентилятора сбрасывается в атмосферу через перекрывной клапан - на земле или передний выпускной клапан САРД - в полете.

САРД поддерживает в гермокабине необходимые условия по давлению воздуха, которые обеспечивают нормальную жизнедеятельность членов экипажа и пассажиров.

Автоматическое и ручное управление САРД, аварийная разгерметизация и приводнение выполняется посредством четырех каналов БУ САРД и двумя выпускными клапанами.

Два предохранительных клапана из состава САРД служат для ограничения положительного избыточного давления и снижения давления в гермокабине ниже заданного.

Переключение между режимами выполняется при помощи переключателей, которые находятся на панели управления CABIN PRESS КПП. Взаимодействие с комплексной системой электронной индикации и сообщений выполняется через БУ САРД.

Когда самолет находится на земле, выпускные клапаны открыты полностью для того, чтобы свести к минимуму перепад давления между гермокабиной самолета и атмосферой. Во время предполетной подготовки БУ САРД и выпускные клапаны обеспечивают проверку исправности индикации положения клапана, функции ограничения высоты и работы электропривода выпускных клапанов.

Для обогрева ног пилотов применяются тепловыделяющие панели, управление которыми выполняется с отдельных пультов управления обогрева ног пилотов HEATERS FOOT, которые установлены в кабине экипажа. Регулирование температуры выполняется в трех режимах - "Минимальный", "Средний" и "Максимальный".

Для обогрева зоны входных дверей применяются электронагреватели. Управление электронагревателями выполняется с МПБ

Для уменьшения концентрации содержания озона в воздухе, который подается в кабину экипажа и салон пассажиров - система оборудована озоновым фильтром. Принцип действия конвертера основан на каталитическом преобразовании озона в кислород.

Для увлажнения воздуха, который подается в кабину экипажа, СКВ оборудована увлажнителем воздуха. Вода в увлажнитель подается через водяной отсечной клапан.

Увлажнитель воздуха работает в автоматическом режиме. Он включается при достижении высоты полета 3500 м (27887.10 ft) и более. Воздух, который подается в увлажнитель предварительно нагревается в электронагревателе. Эксплуатационный режим работы увлажнителя: относительная влажность воздуха 25 % при температуре подачи увлажненного воздуха 23 °C (73.40 °F).

Режим увлажнения может быть отключен принудительно нажатием кнопки HUMID на панели управления VENTILATION КПП. На высотах ниже 8000 м (26247 ft) режим увлажнения отключается и в работу включается режим осушения воздуха.

Система распределения воздуха предназначена для:

- подачи рециркуляционного воздуха в смеситель
- поддержания необходимой температуры в отсека БРЭО и принудительного охлаждения электрооборудования
- обеспечения условий для перевозки животных в переднем БГО
- отключения электровентиляторов рециркуляции и перекрытия вентиляции переднего БГО в случае обнаружения в нем пожара

Система распределения воздуха состоит из:

- органов управления системы распределения воздуха
- системы общей вентиляции и рециркуляции
- системы общей вентиляции кабины экипажа
- системы общей вентиляции салона пассажиров
- системы общей вентиляции туалетов и кухонь
- системы общей вентиляции БГО
- системы индивидуальной вентиляции
- системы охлаждения РЭО
- системы вентиляции защитных кожухов центроплана
- жестких и гибких воздуховодов, патрубков

#### **7.1. Система общей вентиляции и рециркуляции**

Система общей вентиляции и рециркуляции предназначена для:

- фильтрации рециркуляционного воздуха
- подачи очищенного рециркуляционного воздуха в смеситель
- предотвращения обратного потока воздуха от смесителя в УОВ.

Состоит из органов управления системы распределения воздуха, фильтров рециркуляции, электровентиляторов, смесителя, обратных клапанов, воздуховодов и патрубков.

Управление системой общей вентиляции и рециркуляции выполняется в автоматическом режиме по управляющим электрическим сигналам, поступающим от БУК КСКВ. При необходимости возможно ручное отключение рециркуляции.

В процессе работы системы общей вентиляции и рециркуляции в салон пассажиров поступает рециркуляционный воздух из подпольного пространства через фильтры рециркуляции, электровентиляторы и смеситель

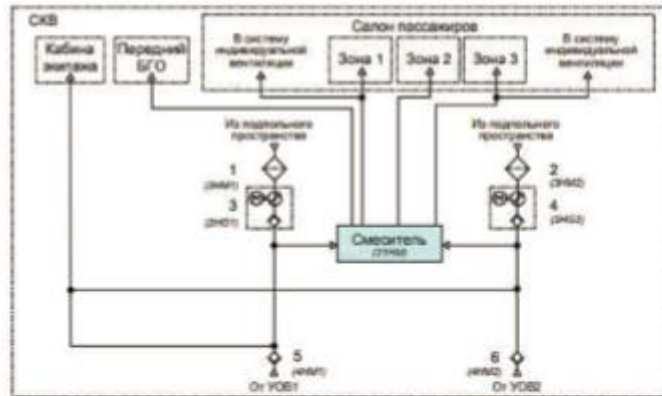


Рис. 7.2. Блок-схема системы общей вентиляции и рециркуляции

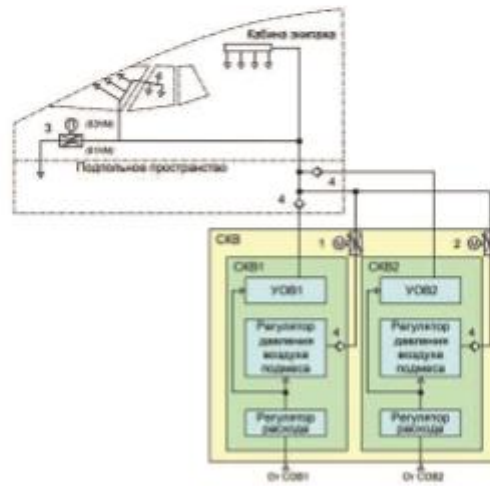


Рис. 7.3. Схема системы общей вентиляции кабины экипажа

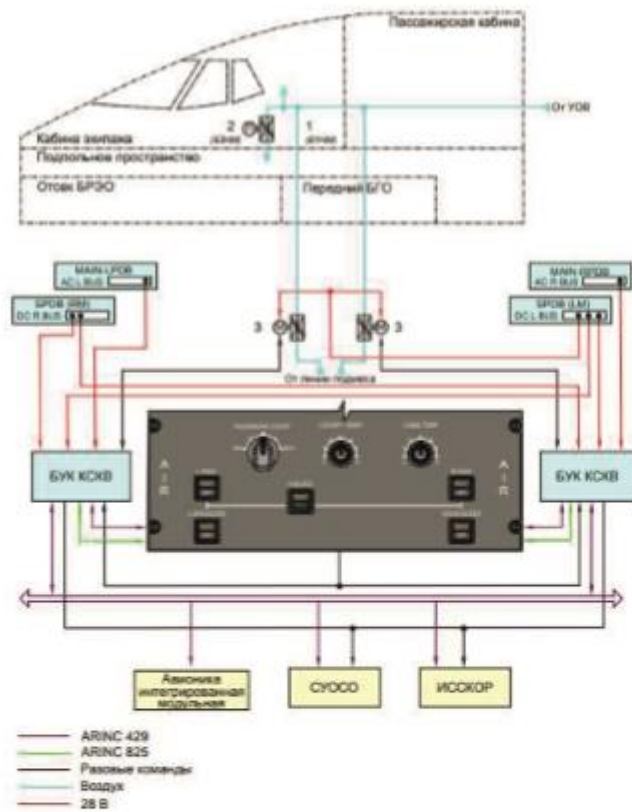


Рис. 7.4. Блок-схема системы общей вентиляции кабины экипажа

Упрощённая схема системы общей вентиляции и рециркуляции представлена на рис. 7.2.

Система общей вентиляции кабины экипажа состоит из:

- органов управления системы распределения воздуха

- заслонки управления обдувом лобовых стекол
- переключателя управления обдувом лобовых стекол
- воздуховодов.

Схема системы общей вентиляции кабины экипажа приведена на рис. 7.3.

В систему общей вентиляции кабины экипажа поступает воздух от УОВ1 и УОВ2. Одновременно к поступающему в кабину экипажа от УОВ воздуху подмешивается воздух, который поступает от регуляторов давления воздуха подмеса СКВ1 и СКВ2 через регулирующие заслонки [1], [2].

Управление подачей воздуха в систему общей вентиляции кабины экипажа, после подключения бортовой сети к аэродромному источнику электропитания, выполняется по умолчанию в автоматическом режиме по управляющим электрическим сигналам от БУК КСКВ

Блок-схема системы общей вентиляции кабины экипажа приведена на рис. 7.4.

Воздух из кабины экипажа удаляется в подпольное пространство по трубопроводу через заслонку управления обдувом лобовых стекол [3] рис. 7.3. Управление заслонкой [3] рис. 7.3. выполняется вручную с помощью поворотного переключателя [2] рис. 7.4. При изменении проходного сечения заслонки [3] рис. 7.3. - изменяется интенсивность обдува воздухом лобовых стекол кабины экипажа.

Система общей вентиляции салона пассажиров (рис. 7.5) предназначена для подачи воздуха, подготовленного компонентами системы, для общей вентиляции салона пассажиров и вытяжки избыточного воздуха из салона пассажиров в подпольное пространство.

Во время работы системы общей вентиляции салона пассажиров использует воздух, который поступает от смесителя.

К поступающему от смесителя воздуху подмешивается воздух, который поступает от регуляторов давления воздуха подмеса СКВ1 и СКВ2:

- от регулятора давления воздуха подмеса в СКВ1 - для зоны №1 салона пассажиров, переднего БГО и кабины экипажа
- от регулятора давления воздуха подмеса в СКВ2 - для зон №2, №3 салона пассажиров и кабины экипажа.

Управление подачей воздуха в систему общей вентиляции салона пассажиров после подключения бортовой сети к аэродромному источнику электропитания, по умолчанию, выполняется в автоматическом режиме по управляющим электрическим сигналам от БУК КСКВ

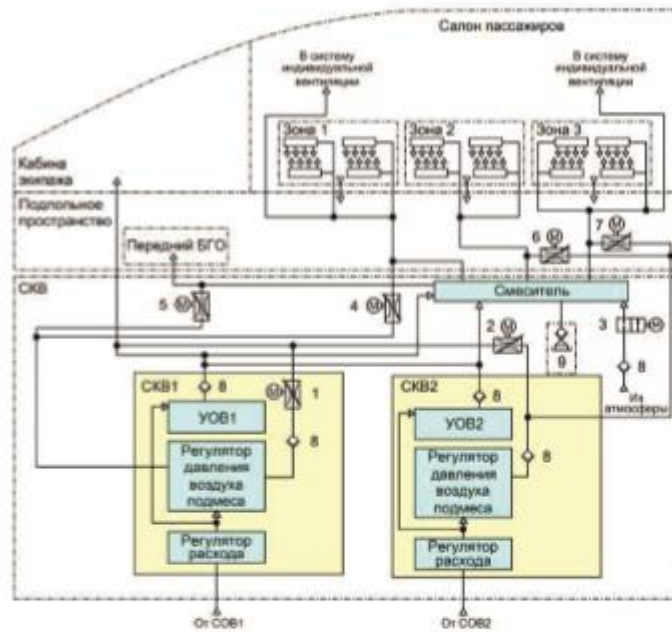


Рис. 7.5. Схема системы общей вентиляции салона пассажиров

Для ручного отключения системы общей вентиляции салона пассажиров на панели управления AIR КПП необходимо нажать кнопки L PACK, R PACK. При этом управляющие электрические сигналы поступают на регулирующие заслонки УОВ1 и УОВ2, на регуляторы расхода и на регуляторы давления воздуха подмеса СКВ1, СКВ2 на их закрытие. На кадре STATUS появляется уведомляющее сообщение - L PACK, R PACK - Левая ветвь СКВ отключена, Правая ветвь СКВ отключена. Для возврата в автоматический режим работы необходимо повторно нажать кнопки L PACK, R PACK на панели управления AIR КПП

В случае появления аварийной ситуации в полете - отказ обеих УОВ - необходимо отключить обе УОВ, для чего необходимо на панели управления AIR



КПП нажать кнопки L PACK, R PACK, а на панели управления VENTILATION КПП нажать кнопку RAM AIR. Далее открывается аварийный клапан продувочного воздуха [3] и общая вентиляция салона пассажиров будет выполняться атмосферным воздухом от аварийной системы вентиляции

## 7.2. Система охлаждения радиоэлектронного оборудования

Система охлаждения радиоэлектронного оборудования (СОРЭО) предназначена для охлаждения радиоэлектронного оборудования воздухом, который подается в отсек БРЭО (бортового радиоэлектронного оборудования) из подпольного пространства.

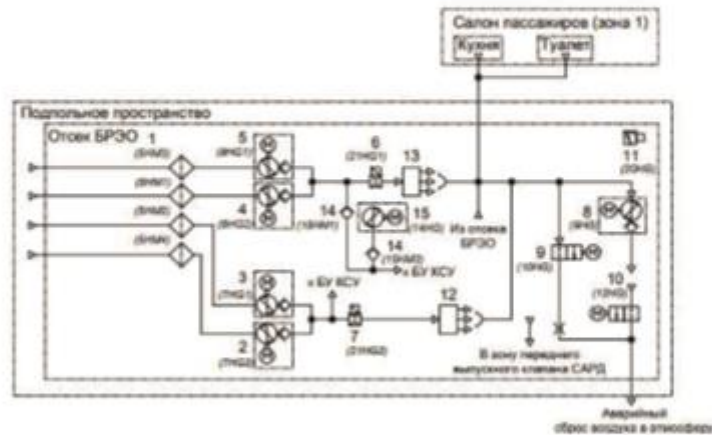


Рис. 7.6. Схема системы охлаждения СОРЭО

СОРЭО (рис. 7.6.) состоит из органов управления, фильтров, электроventиляторов, датчиков низкого потока, обратных клапанов, регулирующей заслонки, перекрывающего клапана, датчика температуры и трубопроводов.

К электроventиляторам [2,3] охлаждения потребителей первой категории [12] подается электропитание напряжением 28 В постоянного тока.



К электровентиляторам [4,5] подается электропитание напряжением 115 В переменного тока. В случае отказа одного из пары электровентиляторов включается другой электровентилятор из пары.

В случае отказа электропитания электровентиляторов напряжением 28 В постоянного тока от бортовой сети - электропитание к электровентиляторам [2,3] подается от аккумуляторных батарей самолета.

### 7.3. Система автоматического регулирования давления

Система автоматического регулирования давления (САРД) предназначена для поддержания в кабине экипажа и салоне пассажиров необходимых условий по давлению, которые обеспечивают нормальную жизнедеятельность членов экипажа и пассажиров.

Система регулирования давления основная предназначена для:

- автоматического регулирования абсолютного давления в кабине по заданной программе в зависимости от барометрического давления окружающей среды и высоты аэродрома
- автоматического ограничения скорости изменения давления в гермокабине на заданном уровне
- принудительной разгерметизации кабины в полете и на земле
- герметизации переднего (FWD OFV) и заднего (AFT OFV) выпускных клапанов в случае посадки на воду
- встроенного контроля функционирования системы в полете и на земле
- регулирования расхода воздуха через выпускные клапана
- получения вводных сигналов от бортового радиоэлектронного оборудования (БРЭО)
- ограничения максимального прямого и обратного  $\Delta P$  между кабиной и атмосферой.

Максимальная высота в кабине составляет 4058 м.

Расчетная высота в кабине во время полета самолета на высоте 11887 м – 1830 м.

Минимальная высота в кабине минус 388 м.

Регулирование давления обеспечивается выпускными клапанами по сигналам блоков управления САРД (БУ САРД).

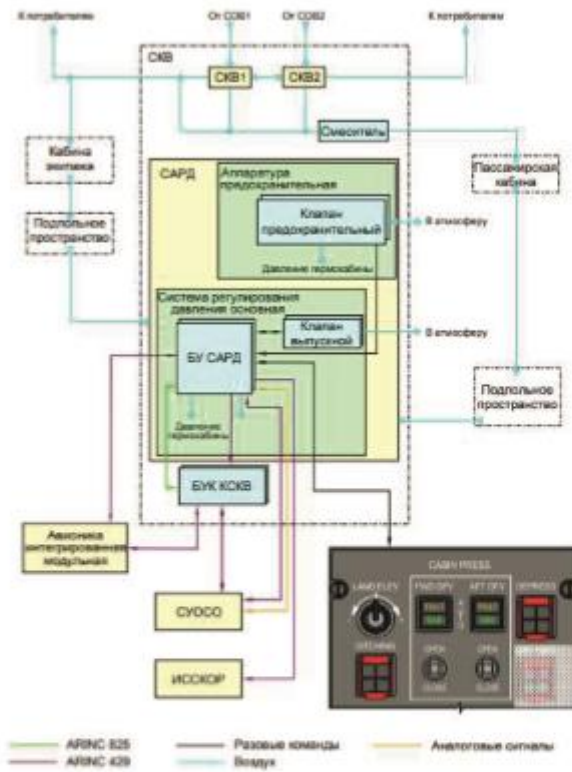


Рис. 7.7. Блок-схема САРД

Управление САРД - автоматическое по управляющим электрическим сигналам от двух блоков управления системы автоматического регулирования давления (БУ САРД). В случае отказа автоматического управления, возможно ручное управление компонентами САРД с панели управления CABIN PRESS комплексного потолочного пульта (КПП).

Блок-схема САРД представлена на рис. 7.7.

Основной регулирующий орган – выпускной клапан (рис. 7.8.) состоит из двухканального привода вращения [1], дроссельной заслонки [3], корпуса [4], электрических соединителей [5] и электромоторов двухканального привода вращения [6].

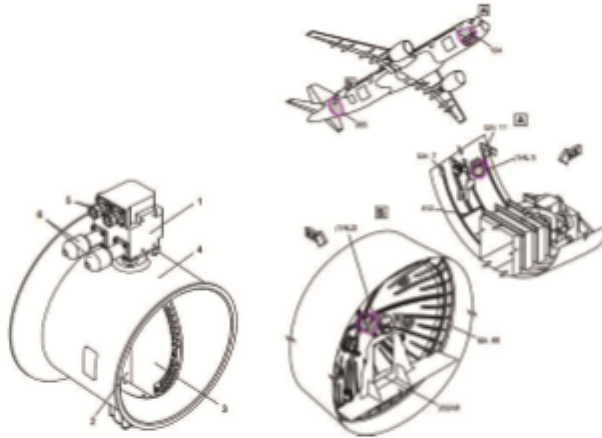


Рис. 7.8. Выпускной клапан и расположение клапанов на самолете.

Управление клапанами выполняется в автоматическом режиме по управляющим электрическим сигналам, которые поступают от БУ САРД. Управляющие электрические сигналы поступают через электрические соединители [5] на двухканальный привод вращения [1], который приводит во вращение дроссельную заслонку [3]. Таким образом, меняется эффективная площадь сечения клапана для выпуска воздуха в атмосферу из гермокабины самолета.

Клапаны поддерживает обратную связь с БУ САРД с помощью датчика положения заслонки [3], который встроен в корпус [4] каждого клапана.

В случае отказа клапана, заслонка [3] закрывается под воздействием пружины, которая установлена в приводе вращения [1].

Возможно ручное открытие и закрытие переднего и заднего выпускных клапанов FWD OFV, AFT OFV с помощью переключателей OPEN/CLOSE, которые установлены на панели управления CABIN PRESS КПП.

Когда самолет находится на земле - выпускные клапаны открыты.

Для предотвращения разрушения конструкции самолета от воздействия положительных и отрицательных перепадов давления между гермокабиной самолета и атмосферой служит предохранительный клапан (рис. 7.9.).

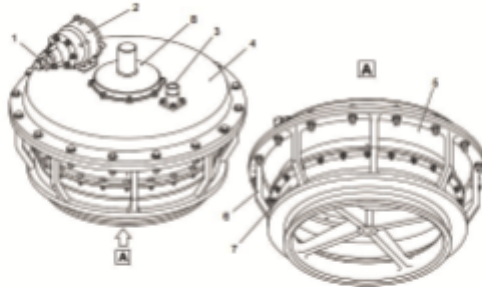


Рис. 7.9. Предохранительный клапан

Внутри корпуса [6] на мембране [5] крепится запорный орган [7], который прижимается к седлу корпуса [6] пружиной, чем обеспечивается герметичность клапана. Внутри крышки [4] корпуса [6] размещен узел электрической сигнализации [8]. Через штуцер [1] командного механизма [2] подводится статическое атмосферное давление. На самолете установлено два предохранительных клапана.

В случае увеличения избыточного давления в гермокабине самолета выше заданного открывается проход для сброса воздуха из гермокабины самолета в атмосферу. Давление в гермокабине самолета уменьшается, выполняется его ограничение.

В случае появления во время полета самолета  $\Delta P$ , когда давление в атмосфере превышает давление в кабине самолета запорный орган [7] открывается и воздух из атмосферы поступает в гермокабину самолета, давление в гермокабине самолета увеличивается. Таким образом, в гермокабине самолета поддерживается заданное значение  $\Delta P$ .

Во время поднятия запорного органа [7] срабатывает узел электрической сигнализации [8], что указывает на открытое положение запорного органа клапана.

## 7.4. Система обогрева

Система обогрева предназначена для обогрева бытовых отсеков электронагревателями и обогрева зоны ног пилотов.

Схема системы обогрева ног пилотов представлена на рис. 7.10.

Электрический управляющий сигнал от пульта HEATERS FOOT поступает на панель обогрева ног пилотов через SYOCO и БУК КСКВ.

На пульте HEATERS FOOT установлен поворотный переключатель для включения и выбора режима нагрева панели обогрева ног пилотов.

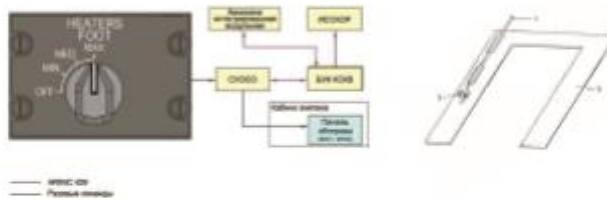


Рис. 7.10. Схема системы обогрева ног пилотов и панель обогрева

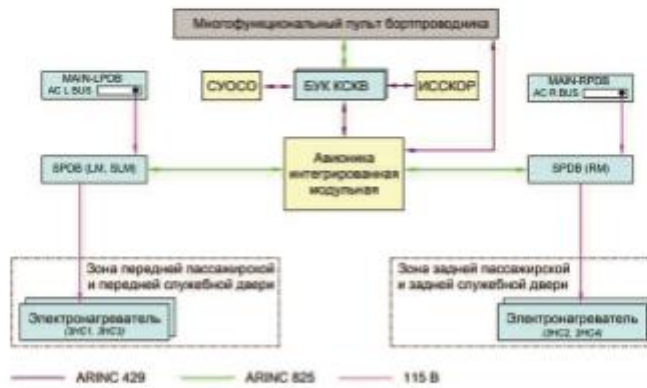


Рис. 7.11. Блок-схема системы обогрева бытовых отсеков

Блок-схема системы обогрева бытовых отсеков показана на рис. 7.11.

Воздух, поступающий в бытовые отсеки нагревается проходя через электронагреватели (рис.7.12).

Электронагреватель состоит из корпуса [1], электрического соединителя [4]. Внутри корпуса электронагревателя установлен нагревательный элемент. На входе в электронагреватель и на поверхности электронагревателя установлены термореле.

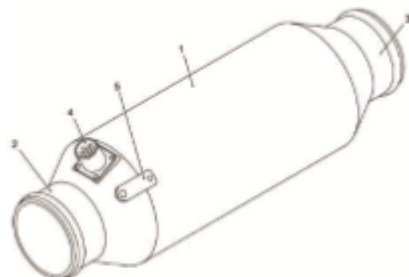


Рис. 7.12. Электронагреватель бытовых отсеков

### 7.5. Система охлаждения

Система охлаждения предназначена для:

- автоматического регулирования расхода и температуры воздуха на выходе из УОВ
- подачи кондиционированного воздуха в гермокабину самолета от наземного источника в аэропорту
- аварийной вентиляции гермокабины атмосферным воздухом
- подготовки воздуха для системы нейтрального газа (СНГ).

Система охлаждения состоит из:

- системы регулирования расхода воздуха
- системы охлаждения воздуха
- системы вентиляции аварийной и штуцера наземного кондиционера
- системы подготовки воздуха для системы нейтрального газа

Система регулирования расхода воздуха предназначена для регулирования расхода воздуха, поступающего в УОВ1, УОВ2.

Схема системы регулирования расхода воздуха приведена на рис. 7.13.

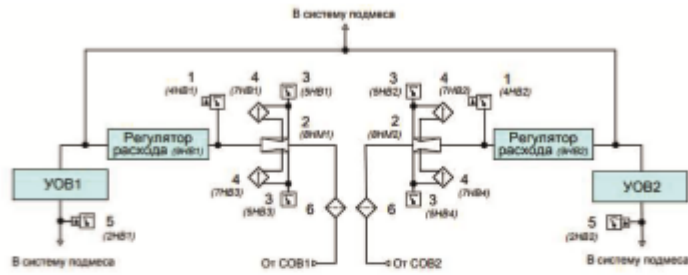


Рис. 7.13. Схема системы регулирования расхода воздуха

Регулирование расхода воздуха, поступающего по трубопроводам в YOБ1, YOБ2 и систему подмеса, выполняется регуляторами расхода. Управление регуляторами выполняется в автоматическом режиме по управляющим электрическим сигналам от БУК КСКВ.

Величина расхода воздуха зависит от положения переключателя PASSENGER COUNT на панели управления AIR КСКВ КПП.

Если сигнала от БУК КСКВ нет, то по умолчанию обеспечивается максимальный расход воздуха.

Величина расхода воздуха определяется датчиками расхода [2] совместно с датчиками абсолютного давления [3] и датчиками перепада давления [4]

На входе в YOБ1, YOБ2 температура поступающего воздуха контролируется датчиками температуры [1].

На выходе из YOБ1, YOБ2 поддерживается температура воздуха, необходимая для поддержания заданной температуры в зонах салона пассажиров. На выходе из YOБ1, YOБ2 температура воздуха контролируется датчиками температуры [5].

#### 7.6. Система регулирования температуры

Система регулирования температуры предназначена для регулирования температуры воздуха в кабине экипажа и в салоне пассажиров.

Система регулирования температуры выполняет следующие функции - обогрев переднего БГО, обогрев кабины экипажа, обогрев салона пассажиров.

Система регулирования температуры состоит из системы подмеса и системы измерения температуры.

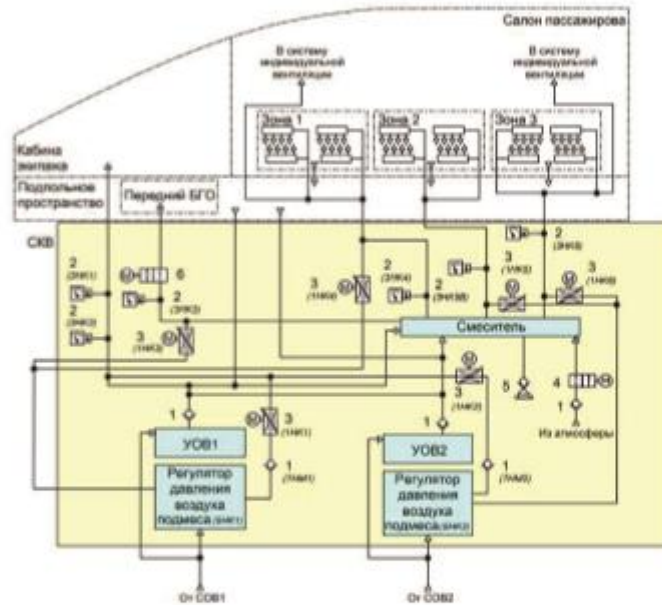


Рис. 7.14. Схема системы подмеса

Система подмеса предназначена для подмешивания горячего воздуха в трубопроводы подачи воздуха и состоит из:

- заслонок регулирующих
- регуляторов давления воздуха подмеса
- клапанов обратных
- датчиков температуры
- трубопроводов.



Схема системы подмеса приведена на рис. 7.14.

Заданная температура поддерживается способом смешивания горячего воздуха с охлажденным воздухом на выходе из YOB1/YOB2.

Управление системой выполняется в автоматическом режиме по управляющим электрическим сигналам от БУК КСКВ с учетом выбранной температуры воздуха на панели управления AIR КПП, многофункциональном пульте бортпроводника (МПБ). Передача управляющих электрических сигналов с панели управления AIR КПП в БУК КСКВ выполняется по шине ARINC 429, с МПБ в БУК КСКВ - по шине ARINC 825.

Горячий воздух из COB подается на вход регуляторов давления воздуха подмеса, где выполняется регулировка его давления. Далее горячий воздух поступает на вход регулирующих заслонок [3], [6], где выполняется регулировка расхода горячего воздуха. Горячий воздух подмешивается в трубопроводы подачи воздуха в кабину экипажа, в каждую из трех зон салона пассажиров, в передний БГО. В случае изменения расхода горячего воздуха изменяются также температура подмешиваемого воздуха и температура воздуха после смешивания. Контроль температуры воздуха после смешивания выполняется по температуре, которую замеряют датчики температуры [2]. Обратные клапаны [1] препятствуют разгерметизации кабины экипажа в случае не герметичности регуляторов давления воздуха подмеса или трубопроводов подвода воздуха к регуляторам давления.

Температура воздуха в кабине экипажа и в зонах салона пассажиров задается экипажем на КПП [(диапазон задаваемой температуры от 16 °C до 30 °C (от 41 °F до 86 °F)] с помощью задатчика температуры COCKPIT TEMP на панели AIR КПП, который используется для изменения температуры воздуха в кабине экипажа и задатчика температуры CABIN TEMP на панели AIR КПП, который используется для изменения температуры воздуха в пассажирской кабине. Если сигнала от КПП нет, тогда температура в зонах салона пассажиров по умолчанию равна 25 °C (77 °F).

Заданная экипажем температура в пассажирской кабине может корректироваться с многофункционального пульта бортпроводника (МПБ) в пределах  $\pm 3$  °C от заданной температуры экипажем. Кроме того, с МПБ может регулироваться температура в переднем БГО, в переднем и заднем бытовых отсеках в зоне расположения наружных дверей.

Измерение температуры воздуха в кабине экипажа, в зонах салона пассажиров, в переднем БГО выполняется с помощью приемников температуры.

Величина температуры в кабине экипажа и в зонах салона пассажиров, переднем БГО отображается на синоптической странице AIR КСКВ и странице Environmental Control System (Cabin) МПБ, на странице Environmental Control System (Cargo) МПБ - отображается температура воздуха в переднем БГО.

Электропитание компонентов системы подмеса выполняется напряжением постоянного тока 28 В от БУК КСКВ.

Индикация фактической температуры воздуха на синоптической странице AIR КСКВ обеспечивается с помощью системы измерения температуры

#### **7.7. Система вентиляции аварийная и штуцер наземного кондиционера**

Система вентиляции аварийная предназначена для аварийной вентиляции атмосферным воздухом переднего БГО и пассажирской кабины.

Штуцер наземного кондиционера предназначен для подачи кондиционированного воздуха в пассажирскую кабину от наземного источника и предотвращения потери воздуха в случае его отключения.

Высота аварийной вентиляции пассажирской кабины и переднего БГО атмосферным воздухом, не более 3048 м (1000 ft).

Положение органов управления для работы системы аварийной вентиляции на панели управления VENTILATION КПП - кнопка RAM AIR не нажата и закрыта скобой, надпись ON на ее световом поле не светится.

Схема системы аварийной вентиляции и штуцера наземного кондиционера приведена на рис. 7.15.

Аварийная вентиляция пассажирского салона и переднего БГО атмосферным воздухом, который поступает из атмосферы через заслонку [4] и обратный клапан [3], выполняется после открытия аварийного клапана продувочного воздуха [2].

Штуцер наземного кондиционера [1] позволяет подключить аэродромный кондиционер и подавать кондиционированный воздух в СКВ самолета. Кроме того, штуцер наземного кондиционера предотвращает утечку воздуха из смесителя в атмосферу при отключении аэродромного кондиционера.

При работе системы аварийной вентиляции обратный клапан [3] предотвращает перетекание воздуха из смесителя в УОВ2.

Система аварийной вентиляции работает в автоматическом режиме по управляющим электрическим сигналам, которые поступают от БУК КСКВ

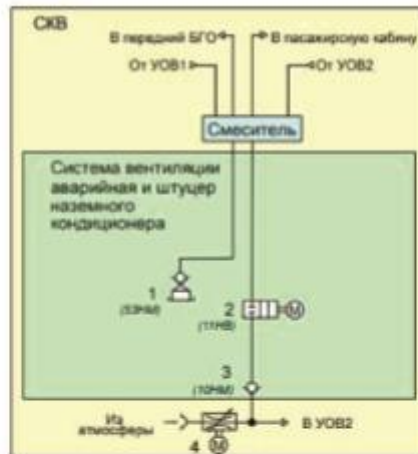


Рис.7.15. Схема системы аварийной вентиляции и штуцера наземного кондиционера

## 8. СВЕТОТЕХНИЧЕСКОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

Оборудование светотехническое предназначено для освещения кабины экипажа, пассажирской кабины, грузовых и служебных отсеков, светового обозначения местоположения самолета, а также освещения внешнего пространства и освещения элементов конструкции самолета при рулении, взлете, посадке.

Оборудование светотехническое состоит из:

- освещения кабины экипажа
- освещения пассажирской кабины
- освещения грузовых и служебных отсеков
- внешнего светотехнического оборудования
- аварийного освещения.

Органы управления светотехническим оборудованием показаны на рис. 8.1. – 8.2.

108



Рис. 8.1. Органы управления светотехническим оборудованием

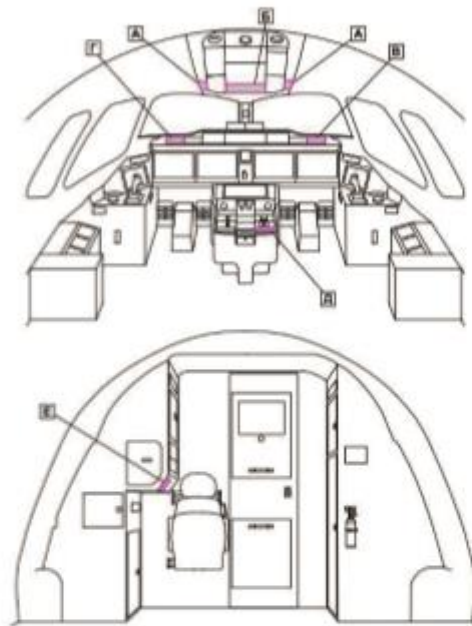


Рис. 8.2. Месторасположение пультов светотехнического оборудования

Для управления основным освещением кабины экипажа используются следующие органы управления:

- потенциометры WORKTABLE [21] пультов освещения левого и правого бортов LIGHT LH (LIGHT RH) для регулировки яркости светильников освещения рабочего столика командира воздушного судна (КВС) и второго пилота
- потенциометры READING LT [1] пультов управления освещением рабочего места READING LT CP для регулировки яркости светильников освещения рабочего места КВС и второго пилота

- кнопочный выключатель FLOOR LT [26] пульта управления освещением пульта центрального и освещением пола для включения и выключения светильников подсвета пола
- потенциометр OBS LT - FLOOD [27] пульта управления освещением рабочего места проверяющего для регулировки яркости светильника освещения рабочего места проверяющего.

Для управления резервным освещением кабины экипажа используются следующие органы управления:

- на пультах управления освещением левого и правого бортов:
  - потенциометры MAP [22] для регулировки яркости светильников освещения карты
  - потенциометры CONSOLE [23] для регулировки яркости светильников освещения боковых пультов
- на панели LIGHT комплексного потолочного пульта (КПП):
  - потенциометр GSHLD - FLOOD [3] для регулировки яркости светильников освещения козырька приборной доски
  - потенциометр INSTR PNL - FLOOD [5] для регулировки яркости светильников освещения центральной части приборной доски
  - потенциометр DOME [7] для регулировки яркости светильника общего освещения
- на пульте управления освещением пульта центрального и освещением пола
  - потенциометр CENTR PED LT - FLOOD [24] для регулировки яркости светильников освещения боковых частей приборной доски и центрального пульта.

Для управления встроенным освещением кабины экипажа используются органы управления на панели LIGHT пульта КПП.

### 8.1. Освещение кабины экипажа

Освещение кабины экипажа предназначено для освещения рабочих зон и органов управления самолетных систем зональными светильниками, а также же для подсвета надписей на лицевых панелях и пультах управления при помощи встроенных светодиодных источников.

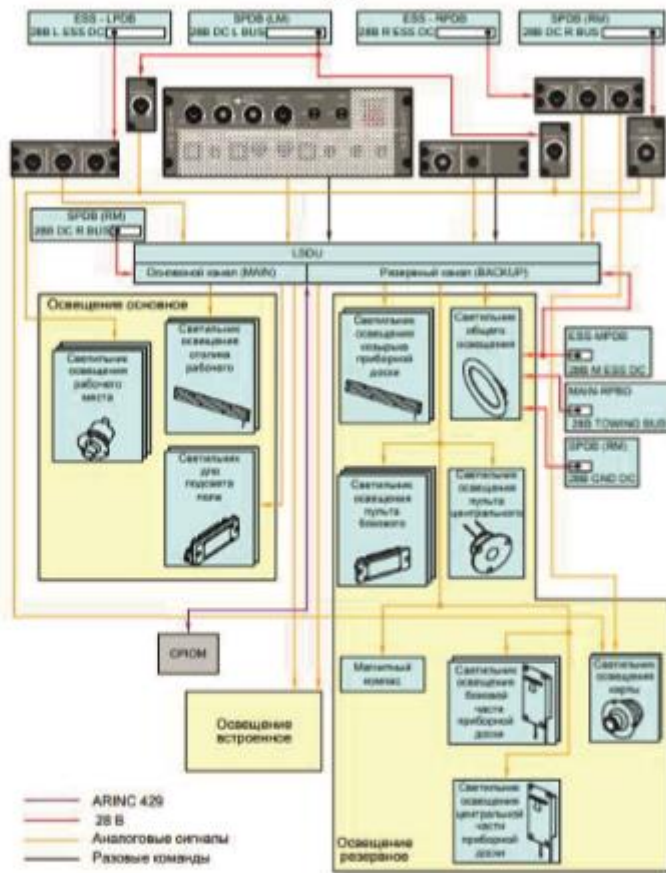


Рис. 8.3. Блок-схема освещения кабины экипажа

- Освещение кабины экипажа состоит из:
- освещения кабины экипажа основного
  - освещения кабины экипажа резервного

- освещения кабины экипажа встроенного

Блок-схема освещения кабины экипажа представлена на рис.8.3.

Освещение кабины экипажа основное состоит из:

- двух светильников освещения рабочего места
- одного светильника освещения рабочего места проверяющего
- двух светильников освещения рабочего столика
- четырех светильников для подсвета пола.

Контроль работоспособности подсистемы основного освещения кабины осуществляется визуально. СБИТ (непрерывный встроенный контроль) не выполняется.

Освещение кабины экипажа резервное состоит из:

- одного светильника освещения центральной части доски приборной
- двух светильников освещения боковой части доски приборной
- двух светильников освещения козырька доски приборной (в левой и в правой части)
- двух светильников освещения карты (для командира воздушного судна и второго пилота)
- шести светильников освещения бокового пульта (по три с левой и с правой стороны)
- одного светильника общего освещения
- одного светильника освещения центрального пульта.

Резервное освещение кабины экипажа контролируется блоком регулировки яркости (LSDU). Система BITE (встроенный контроль) блока LSDU выполняет РБИТ (встроенный контроль при включении питания) и СБИТ (непрерывный встроенный контроль).

Электропитание блока LSDU по каналу резервного освещения осуществляется от аварийной шины MESS DC.

Освещение кабины экипажа встроенное предназначено для управления подсветом лицевых панелей пультов управления БРЭО и систем самолета и яркостью надписей индикаторов в кабине экипажа.

Функции освещения кабины экипажа встроенного реализуются за счет оборудования смежных систем.

Освещение кабины экипажа встроенное интегрировано в лицевые панели на пультах управления оборудованием и самолетными системами в кабине экипажа.



## 8.2. Освещение пассажирской кабины

Освещение пассажирской кабины предназначено для освещения мягким рассеянным светом пассажирской кабины в дневное и ночное время.

Освещение пассажирской кабины состоит из:

- освещения салона пассажиров
- освещения бытовых отсеков
- освещения стоек кухонных

Освещение салона пассажиров состоит из:

- главного блока управления освещением
- восьми блоков управления освещением
- освещения модулей туалетных
- 11 потолочных светильников
- 21 потолочной световой полосы
- 20 бортовых световых полос.

Управление системы освещения салона пассажиров осуществляется многофункциональными пультами бортпроводников (МПБ), расположенными в переднем и заднем бытовых отсеках. Для включения освещения в салоне пассажиров необходимо на МПБ в области навигации нажать на кнопку LIGHTING, затем на панели дисплея нажать на кнопку ON двухпозиционного выключателя. При этом цифровой сигнал ARINC 485 подается на главный блок управления и блоки управления освещением.

Освещение бытовых отсеков состоит из:

- трех потолочных светильников в переднем бытовом отсеке
- двух потолочных светильников в заднем бытовом отсеке
- одного светильника освещения входа в переднем бытовом отсеке
- одного светильника освещения входа в заднем бытовом отсеке.

Управление системы освещения бытовых отсеков осуществляется кнопочным выключателем CABIN LIGHTING MAIN многофункционального пульта бортпроводников (МПБ).

При нажатии на кнопочный выключатель CABIN LIGHTING MAIN подается сигнал в левый мастер SPDB(LM) и правый мастер SPDB(RM) для подключения цепей питания потолочных светильников к бортовой сети. На дисплее МПБ выбирается страница LIGHTING с установками для управления освещением бытовых отсеков. На странице LIGHTING разворачивается вкладка ZONES с установками яркости освещения бытовых отсеков AFT , FWD VESTIBULE.

Освещение стоек кухонных состоит из одного или двух светильников освещения стола в зависимости от модификации кухни.

Светотехнические табло предназначены для отображения различной информации для пассажиров.

В состав светотехнических табло входят:

- табло ТУАЛЕТ ЗАНЯТ
- панель ВЕРНИТЕСЬ В САЛОН.

### 3.3. Освещение грузовых и служебных отсеков

Освещение грузовых и служебных отсеков предназначено для освещения указанных отсеков при техническом обслуживании самолета.

Освещение грузовых и служебных отсеков состоит из:

- освещения отсека БРЭО
- освещения отсека подкилевого
- освещения отсека ВСУ
- освещения ПКУЗ
- освещения БГО 1
- освещения БГО 2.

Освещение грузовых и служебных отсеков осуществляется светильниками БГО и светильниками погрузочной зоны. Светильники управляются выключателями без регулировки яркости.

При установке выключателя в зоне переднего технического люка в положение ON в правый мастер SPDВ (RM) подается дискретный сигнал на включение светильников БГО (отсек оборудования шп. с 2 по 5, левый и правый борт). В правом мастере SPDВ (RM) твердотельный контроллер электроэнергии (SSPC) SERVICE LT1 переводится в замкнутое состояние, и на светильники подается напряжение 28 В постоянного тока. На SSPC SERVICE LT1 напряжение 28 В постоянного тока подается от шины GND DC в MAIN-RPDB. В положении OFF выключателя электропитание светильников отсутствует.

При установке выключателя в зоне люка БРЭО в положение ON в правый мастер SPDВ (RM) подается дискретный сигнал на включение светильников БГО (отсек оборудования шп. с 11 по 15, левый и правый борт). В правом мастере SPDВ (RM) SSPC SERVICE LT2 переводится в замкнутое состояние, и на светильники подается напряжение 28 В постоянного тока. На SSPC SERVICE LT2

напряжение 28 В постоянного тока подается от шины GND DC в MAINRPDB. В положении OFF выключателя электропитание светильников отсутствует.

Аналогично работает управление освещением остальных грузовых и служебных отсеков.

#### 8.4. Внешнее светотехническое оборудование

Внешнее светотехническое оборудование предназначено для освещения наружных поверхностей самолета, окружающего пространства, ВПП и рулежных дорожек, а также для передачи визуальной информации о своем местоположении на другие самолеты и на землю.

Внешнее светотехническое оборудование состоит из:

- огней аэронавигационных
- маяков
- фар посадочных
- фар поворота с ВПП и рулежных
- фар освещения кромки крыла и воздухозаборников
- фар освещения эмблемы
- огня стояночного тормоза

##### 8.4.1. Огни аэронавигационные

Система огней аэронавигационных состоит из:

- двух бортовых аэронавигационных огней (красного и зеленого)
- двух хвостовых аэронавигационных огней

Управление огнями производится двухпозиционным выключателем NAV & LOGO расположенном на панели LIGHT комплексного потолочного пульта (КПП). При установке выключателя в положение ON КПП выдает дискретный сигнал на включение огней в MAINRPDB. В MAIN-RPDB замыкаются два реле, и подается питание 28 В постоянного тока от буксировочной шины TOWING через A3C NAV LT L и NAV LT R. Огни включаются. Через A3C NAV LT L запитываются аэронавигационный огонь (красный) и левый хвостовой огонь. Через A3C NAV LT R запитываются аэронавигационный огонь (зеленый) и правый хвостовой огонь. В положении OFF электропитание аэронавигационных огней отсутствует.

Каждый огонь выдает в КПП дискретный сигнал «Окончание срока службы» (EOL) о том, что световой поток снизился до величины на 5% выше минимально допустимого значения. КПП по линии связи ARINC 429 передает

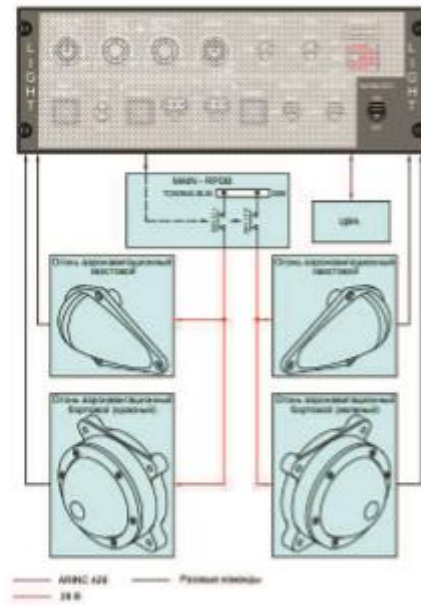


Рис. 8.4. Блок-схема огней аэронавигационных



Рис. 8.5. Расположение бортового аэронавигационного огня

сигнал о работоспособности аэронавигационных огней в центральный вычислитель авионики (ЦВА) и в БСТО.

Огни аэронавигационные бортовые (рис.8.5) предназначены для обеспечения внешней визуальной индикации местоположения самолета и направления его движения для уменьшения вероятности столкновения с другими воздушными судами. Правый огонь зеленый, левый – красный.

Огонь аэронавигационный хвостовой предназначен для обеспечения внешней визуальной индикации местоположения самолета и направления его движения для уменьшения вероятности столкновения с другими воздушными судами.

Расположение хвостового аэронавигационного огня показано на рис. 8.6.

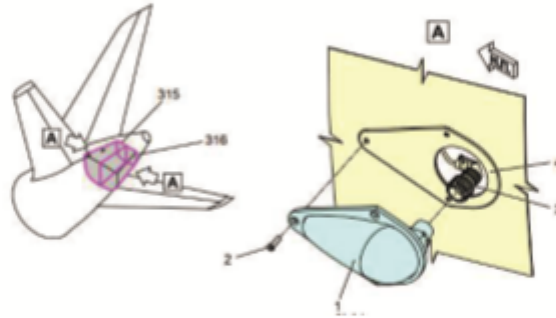


Рис.8.6. Расположение хвостового аэронавигационного огня

#### 8.4.2. Маяки

Маяки предназначены для обозначения местоположения самолета и предупреждения столкновения.

Система маяков состоит из:

- двух маяков фюзеляжных
- двух маяков крыльевых импульсных
- маяка хвостового импульсного
- двух блоков питания маяков фюзеляжных
- трех блоков питания маяков импульсных

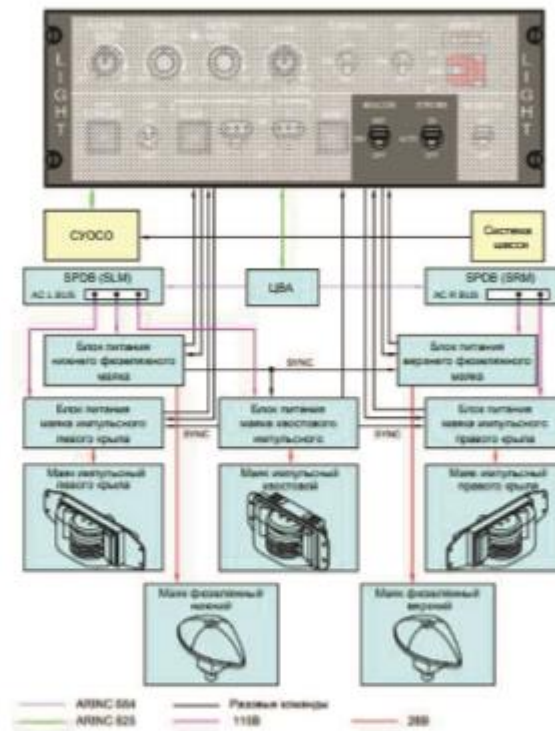


Рис. 8.7. Блок-схема маяков

Блок-схема маяков приведена на рис. 8.7.

Цвет фюзеляжных маяков – красный. В качестве источника света используются светодиоды. Расположение показано на рис. 8.8.

Для синхронизации режимов проблеска нижний блок питания фюзеляжного маяка выдает управляющие дискретные сигналы на верхний блок питания фюзеляжного маяка и на хвостовой блок питания импульсного маяка. Хвостовой блок питания выдает управляющие дискретные сигналы на левый блок питания

импульсного маяка и на правый блок питания импульсного маяка. Все маяки загораются и гаснут синхронно с частотой 55 вспышек в минуту.

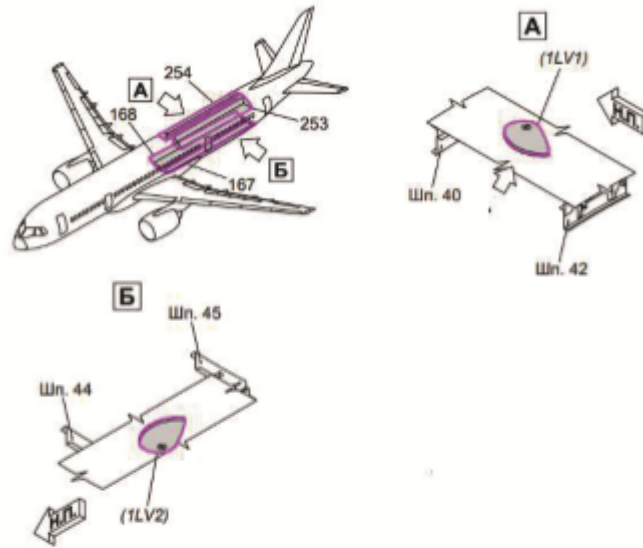


Рис. 8.8. Расположение фюзеляжных маяков

При установке переключателя BEACON в положение BRT или в положение DIM комплексный потолочный пульт (КПП) выдает сигнал на включение фюзеляжных маяков по цифровой шине CAN в центральный вычислитель авионики (ЦВА). ЦВА выдает сигнал на включение по цифровой шине ARINC664 в левый мастер SPDB (LM) и правый мастер SPDB (RM). Левый мастер SPDB (LM) выдает сигнал на включение по цифровой шине TTP в левый сателлит SPDB (SLM). В левом сателлите SPDB (SLM) твердотельный контроллер электроэнергии (SSPC) BEACON LT LOW переводится в замкнутое состояние, и на нижний блок питания фюзеляжного маяка подается напряжение 115 В переменного тока. Блок питания запитывает нижний фюзеляжный маяк. На SSPC BEACON LT LOW напряжение подается от шины AC L BUS распределительного устройства MAIN-LPDB

Правый мастер SPDB (RM) выдает сигнал на включение по цифровой шине TTP в правый сателлит SPDB (SRM). В правом сателлите SPDB (SRM) SSPC BEACON LT UP переводится в замкнутое состояние, и на верхний блок питания фюзеляжного маяка подается напряжение 115 В переменного тока. Блок питания запитывает верхний фюзеляжный маяк. На SSPC BEACON LT UP напряжение подается от шины AC R. BUS распределительного устройства MAIN-RPDB.

Аналогично организовано питание нижнего фюзеляжного маяка.

Дополнительно при установке переключателя BEACON в положение BRT и наличии сигнала обжатия опор шасси (WOW) или при установке переключателя в положение DIM, КПП выдает дискретный сигнал о переводе фюзеляжных маяков в режим пониженной яркости в каждый блок питания маяка. Блок питания изменяет напряжение питания, подаваемое на маяк и яркость снижается. Одновременно с блока питания маяка на КПП выдается сигнал о выполнении режима DIM.

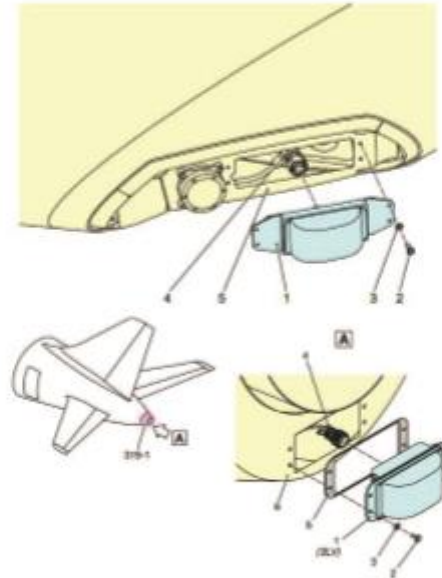


Рис 8.9. Расположение импульсных маяков



При установке переключателя BEACON в положение BRT и отсутствии сигнала WOW, КПП снимает дискретные сигналы о переводе фюзеляжных маяков в режим пониженной яркости для каждого блока питания. Блок питания изменяет напряжение питания, подаваемое на фюзеляжный маяк и яркость повышается. Одновременно блок питания маяка снимает сигнал о выполнении режима DIM.

В положении OFF переключателя BEACON питание фюзеляжных маяков отсутствует.

Цвет крыльевых и хвостового импульсных маяков – белый. В качестве источника света используются светодиоды. Расположение показано на рис. 8.9.

#### 8.4.3. Фары посадочные

Фары посадочные предназначены для освещения ВПП и отпугивания птиц при взлете и посадке.

Система фар посадочных состоит из:

- двух фар
- двух блоков питания

Блок схема система фар посадочных показана на рис. 8.10.

При установке выключателя LAND L в положение ON подается дискретный сигнал на подключение левой посадочной фары в ESS-LPDB. В ESS-LPDB замыкается реле, и подается питание от шины L ESS DC на блок питания посадочной фары. Блок питания запитывает левую посадочную фару напряжением 28 В постоянного тока. В положении OFF выключателя LAND L электропитание левой посадочной фары отсутствует.

Аналогичным образом включается в работу правая фара.

Внутри посадочной фары установлены три датчика температуры. При повышении температуры выше допустимого уровня из фары в блок питания подаются три дискретных сигнала для снижения напряжения питания фары.

При нажатии на кнопочный выключатель FLASH высвечивается поле ON голубым цветом и:

- при наличии сигнала "Высота выше 30 м" подаются ШИМ сигналы на блоки питания для перехода фар в режим проблеска в противофазе с частотой два Герца.

- при отсутствии сигнала "Высота выше 30 м" фары переходят в режим постоянного горения.

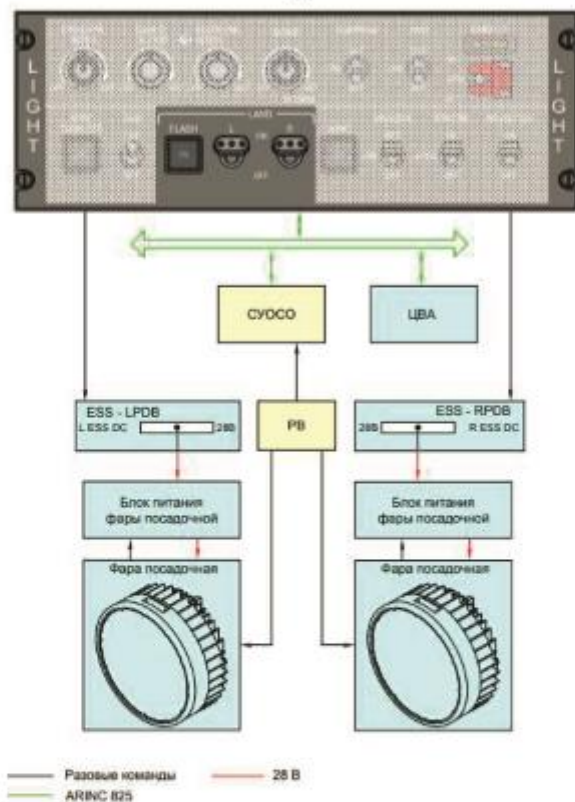


Рис. 8.10. Блок-схема фар посадочных

При включении блока питания устройствами распределения электроэнергии (ESS-LPDB, ESS-RPDB), блок питания включает посадочную фару. При получении сигнала FLASH из комплексного потолочного пульта (КПП) блок питания обеспечивает работу посадочной фары в проблесковом режиме. В случае

перегрева посадочной фары, блок питания по сигналу от температурных датчиков фары уменьшает выходное напряжение питания фары.

Посадочные фары расположены в передней части обтекателя крыло-фюзеляж, отсек СКВ в левой и правой части (рис. 8.11.).

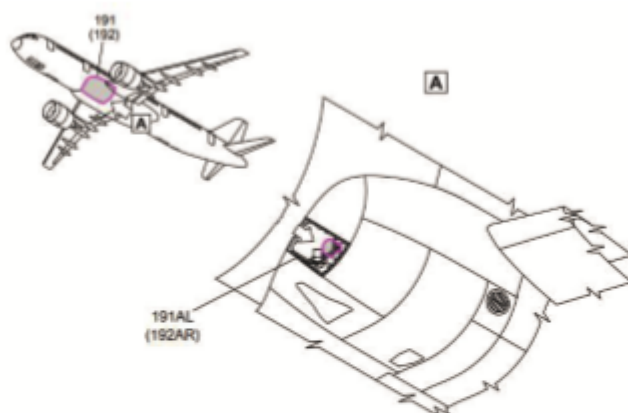


Рис. 8.11. Расположение посадочной фары

#### 8.4.4 Фары поворота с ВПП и рулежные

Фары поворота с ВПП и рулежные предназначены для обеспечения освещения рулежных дорожек при маневрировании самолета на земле.

Система фар состоит из двух фар поворота с ВПП и двух рулежных фар.

Блок-схема фар поворота с ВПП и рулежных приведена на рис. 8.12.

При нажатии на кнопочный выключатель RWY TURN OFF на панели LIGHT комплексного потолочного пульта (КПП) высвечивается поле ON голубым цветом, и при наличии сигнала обжатия опор шасси (WOW), КПП выдает сигнал на включение фар поворота с ВПП по цифровой шине CAN в центральный вычислитель авионики (ЦВА). ЦВА выдает сигнал на включение по цифровой шине ARINC664 в правый мастер SPDB (RM).

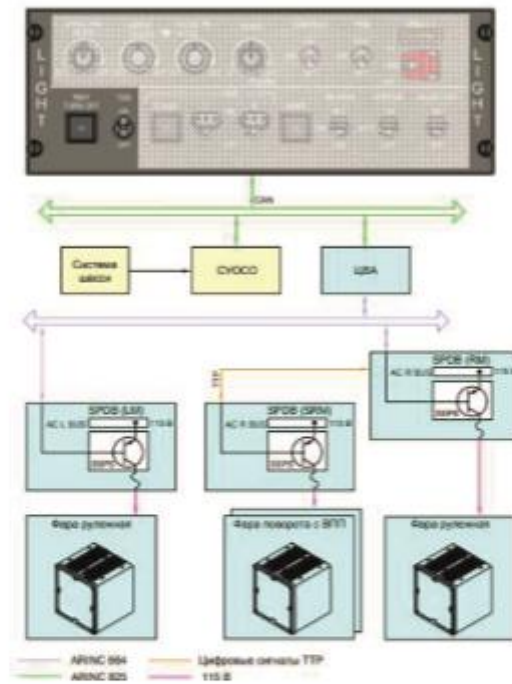


Рис. 8.12 Блок-схема фар поворота с ВПП и рулевых

Правый мастер SPDB (RM) выдает сигнал на включение по цифровой шине TTP в правый сателлит SPDB (SRM).

В сателлите твердотельные контроллеры электроэнергии SSPC RWY LT L и RWY LT R переводятся в замкнутое состояние, и на фары подается напряжение 115 В переменного тока. На SSPC RWY LT L и RWY LT R напряжение 115 В переменного тока подается от шины AC R BUS распределительного устройства MAIN-RPDB.

При отсутствии сигнала WOW электропитание на фары поворота с ВПП не подается.

При установке выключателя TAXI на панели LIGHT пульта КПП в положение ON и при наличии сигнала WOW, КПП выдает сигнал на включение рулевых фар по цифровой шине CAN в ЦБА. ЦБА выдает сигнал на включение по цифровой шине ARINC664 в левый мастер SPDB (LM) и правый мастер SPDB (RM). В левом мастере SPDB (LM) твердотельный контроллер электроэнергии SSPC TAXI LT L переводится в замкнутое состояние, и на левую рулежную фару подается напряжение 115 В переменного тока. В правом мастере SPDB (RM) SSPC TAXI LT R переводится в замкнутое состояние и на правую рулежную фару подается напряжение 115 В переменного тока. На SSPC TAXI LT L напряжение 115 В переменного тока подается от шины AC L BUS распределительного устройства MAIN-LPDB. На SSPC TAXI LT R напряжение 115 В переменного тока подается от шины AC R BUS распределительного устройства MAIN-RPDB.

При отсутствии сигнала WOW электропитание на рулевые фары не подается.

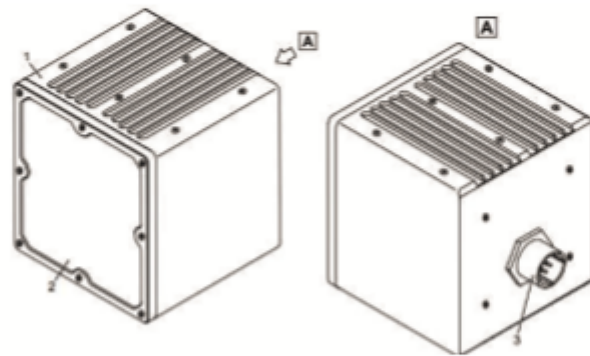


Рис. 8.13. Фары поворота с ВПП – рулевые

Тип источника света фар – светодиоды. Внешний вид показан на рис. 8.13.

Расположение (рис.8.14) фар поворота с ВПП - передняя опора шасси, рулевых фар - передняя часть обтекателя крыло-фюзеляж, отсек СКВ (левая и правая часть)

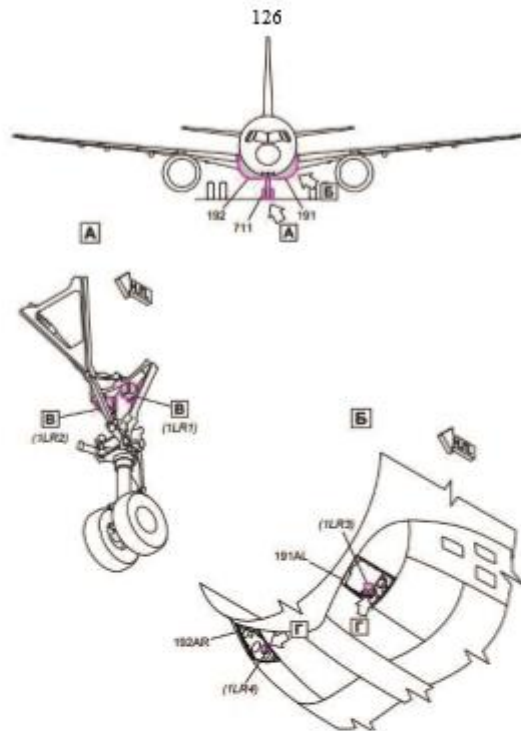


Рис. 8.14. Расположение фар поворота с ВПП и рулевых

#### 8.4.5. Фары освещения кромок крыла и воздухозаборников

Фары освещения кромок крыла и воздухозаборников предназначены для освещения этих частей самолета ночью или в условиях плохой видимости и обнаружения их обледенения.

Блок-схема фар освещения кромок крыла и воздухозаборников приведена на рис. 8.15.

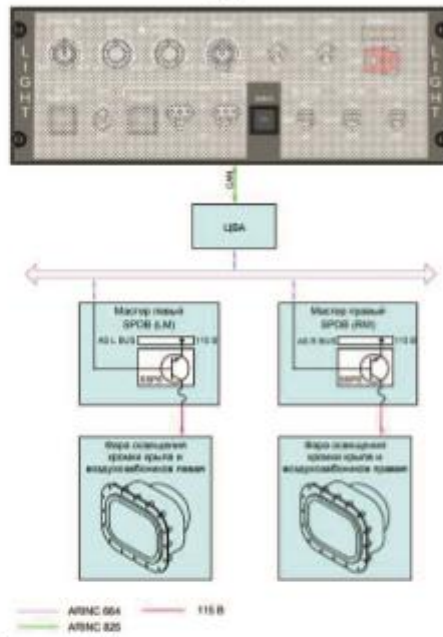


Рис. 8.15. Блок-схема фар освещения кромки крыла и воздухозаборников

При нажатии на кнопочный выключатель WING высвечивается поле ON голубым цветом, и комплексный потолочный пульт (КПП) выдает сигнал на включение фар освещения кромки крыла и воздухозаборника по цифровой шине CAN в центральный вычислитель авионики (ЦБА). ЦБА выдает сигнал на включение по цифровой шине ARINC664 в левый мастер SPDB (LM) и правый мастер SPDB (RM). В левом мастере SPDB (LM) твердотельный контроллер электроэнергии (SSPC) WING LT L переводится в замкнутое состояние, и на левую фару подается напряжение 115 В переменного тока. В правом мастере SPDB (RM) SSPC WING LT R переводится в замкнутое состояние, и на правую фару подается напряжение 115 В переменного тока. На SSPC WING LT L электропитание подается от шины AC L BUS в MAIN-LPDB.

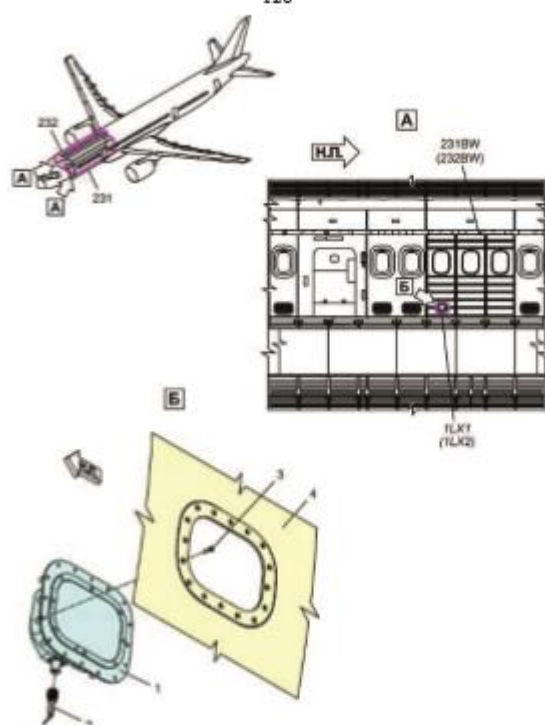


Рис.8.16. Расположение фар освещения кромки крыла и воздухозаборников

На SSPC WING LT R Электропитание подается от шины AC R BUS в MAIN-RPDB.

При повторном нажатии на кнопочный выключатель WING поле ON гаснет, и КПП выдает сигнал на выключение фар по цифровой шине CAN в ЦВА. ЦВА выдает сигнал на выключение по цифровой шине ARINC664 в левый мастер SPDB (LM) и правый мастер SPDB (RM). В левом мастере SPDB (LM) SSPC WING LT L переводится в разомкнутое состояние, и электропитание снимается с левой фары. В правом мастере SPDB (RM) твердотельный контроллер



электроэнергии SSPC WING LTR переводится в разомкнутое состояние, и электропитание снимается с правой фары.

Месторасположение – правая (левая) часть салона пассажиров (рис. 8.16.)

#### 8.4.6. Фары освещения эмблемы

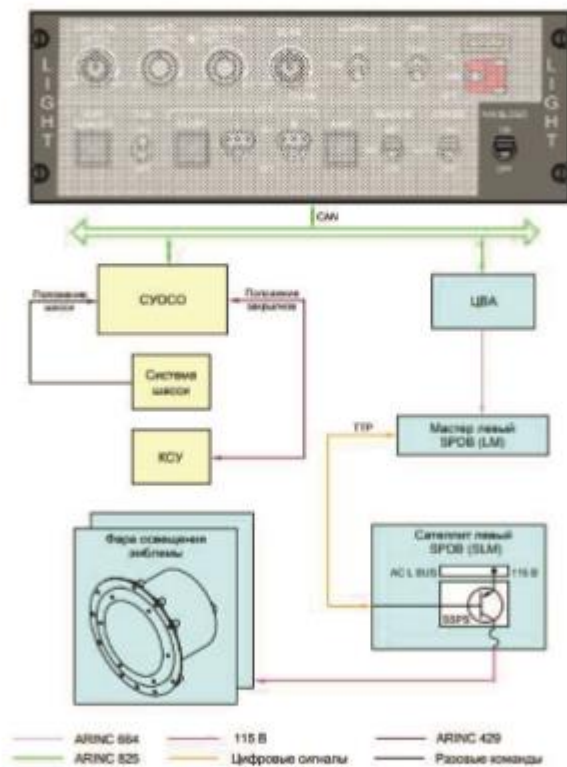


Рис. 8.17. Блок-схема фар освещения эмблемы

Фары освещения эмблемы предназначены для освещения эмблемы принадлежности воздушного судна.

Блок-схема фар освещения эмблемы приведена на рис. 8.17.

При установке выключателя NAV&LOGO на панели LIGHT комплексного потолочного пульта (КПП) в положение ON и наличии сигнала "Закрылки в взлетном положении" или "Закрылки в посадочном положении", или "WOW", КПП выдает сигнал на включение фар освещения эмблемы по цифровой шине CAN в центральный вычислитель авионики (ЦВА). ЦВА выдает сигнал на включение по цифровой шине ARINC664 в левый мастер SPDB (LM). Левый мастер SPDB (LM) выдает сигнал на включение по цифровой шине GTP в левый сателлит SPDB (SLM).

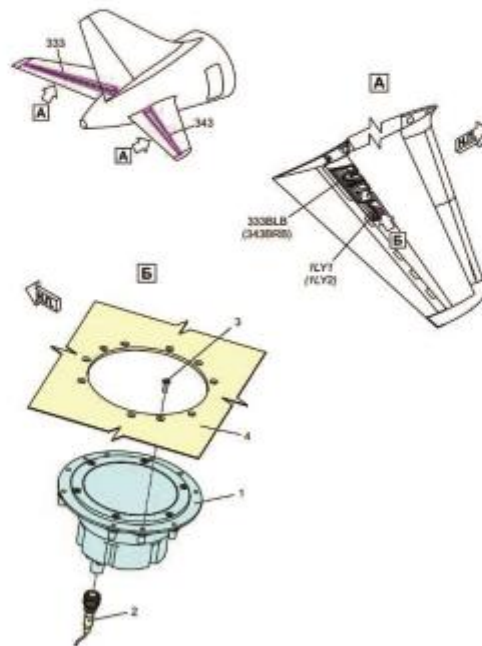


Рис. 8.18. Фары освещения эмблемы.

В левом спутнике SPDB (SLM) твердотельный контроллер электроэнергии (SSPC) LOGO LT переводится в замкнутое состояние, и на фары освещения эмблемы подается напряжение 115 В переменного тока. На SSPC LOGO LT электропитание подается от шины AC L BUS в MAIN-LPDB.

При установке выключателя NAV&LOGO в положение ON и отсутствии сигналов "Закрылки во взлетном положении" и "Закрылки в посадочном положении", и "WOW" или при установке выключателя в положение OFF электропитание на фары не подается.

Фары установлены на левой и правой хвостовой части стабилизатора (рис. 8.18.)

#### 8.4.7. Огонь стояночного тормоза

Огонь стояночного тормоза предназначен для выдачи световой информации о включении стояночного тормоза. Принципиальная блок-схема огня стояночного тормоза приведена на рис. 8.19.

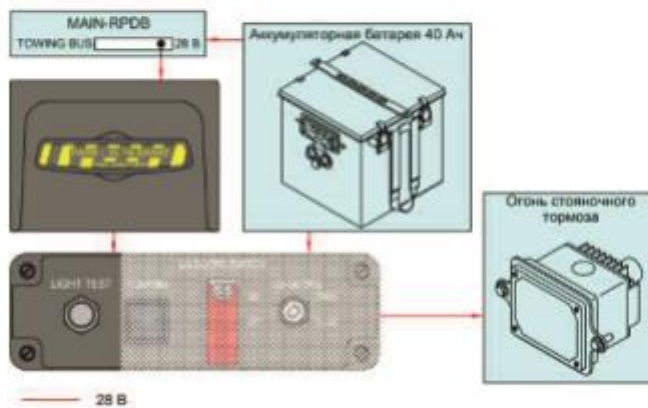


Рис. 8.19. Блок-схема огня стояночного тормоза

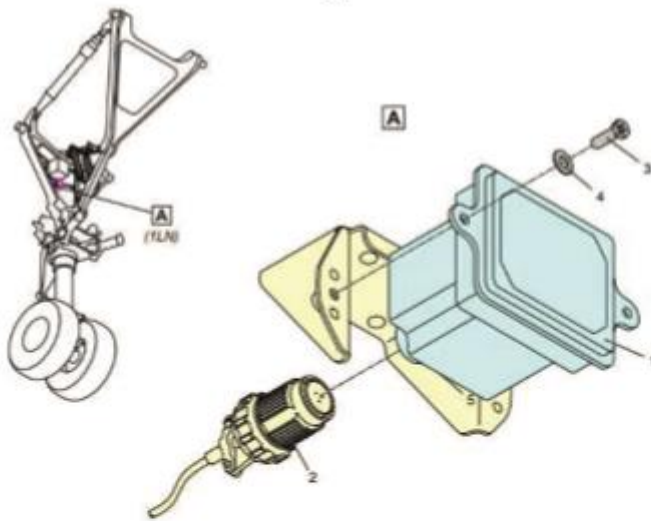


Рис. 8.20. Огонь стояночного тормоза

Огонь включается при задействовании системы стояночного торможения. При установке рукоятки стояночного тормоза в вытянутом положении напряжение постоянного тока 28 В поступает через пульт наземной подготовки на огонь стояночного тормоза.

#### 8.5. Освещение аварийное

Освещение аварийное предназначено для освещения аварийных выходов и путей подхода к ним, обеспечивая возможность эвакуации пассажиров и членов экипажа.

Блок-схема аварийного освещения приведена на рис. 8.21.

Освещение аварийное состоит из:

- освещения аварийного внешнего
- освещения аварийного внутреннего
- электропитания аварийного освещения

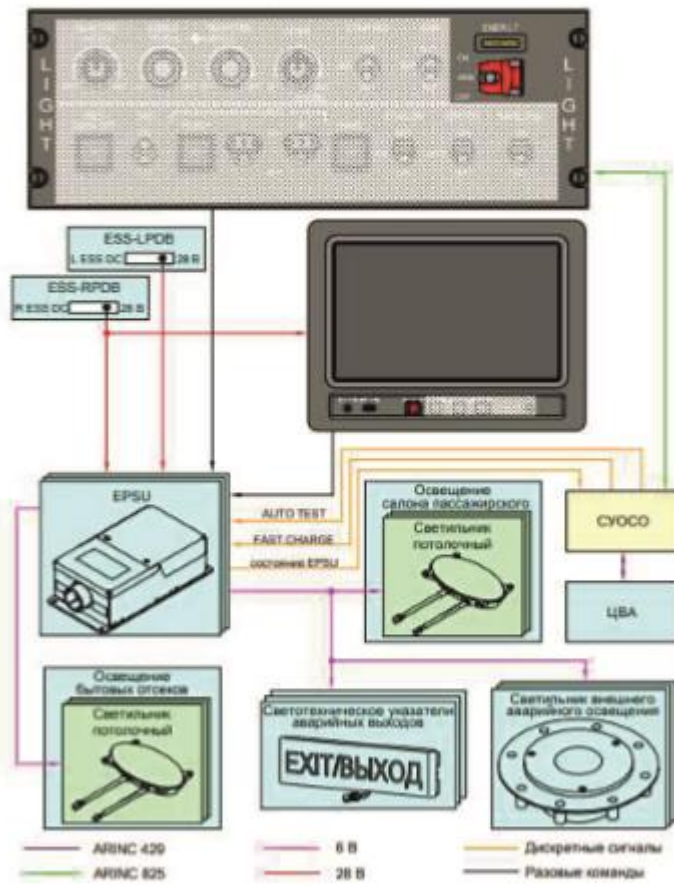


Рис. 8.21. Блок-схема аварийного освещения

- светотехнических указателей для аварийных выходов
- маркировки путей аварийного покидания.

Освещение аварийное внешнее предназначено для обеспечения освещения поверхности земли, куда пассажир и член экипажа (при использовании аварийного каната) делают свой первый шаг при эвакуации из самолета.

Освещение аварийное внешнее состоит из десяти светильников внешнего аварийного освещения.

Расположение светильников внешнего аварийного освещения показано на рис. 8.22.

Электропитание светильников внешнего аварийного освещения осуществляется напряжением 6 В постоянного тока от семи аварийных блоков питания (EPSU). EPSU получают электропитание напряжением 28 В постоянного тока от шины L ESS DC в ESSLPDB и от шины R ESS DC в ESS-RPDB.

Управление внешним аварийным освещением осуществляется от трехпозиционного переключателя EMER LT расположенного на панели LIGHT комплексного потолочного пульта (КПП) в кабине экипажа или от кнопочного выключателя CABIN LIGHTING EMER пульта управления освещением AP1.

При установке переключателя EMER LT в положение ON, КПП выдает дискретный сигнал в EPSU на включение внешнего аварийного освещения. От EPSU напряжение 6 В постоянного тока поступает на светильники. При отсутствии напряжения на шинах L ESS DC и R ESS DC, электропитание 6 В постоянного тока поступает в светильники от встроенных аккумуляторных батарей блоков EPSU.

При установке переключателя EMER LT в положение ARM, электропитание 6 В постоянного тока на светильники будет поступать автоматически от аккумуляторных батарей блоков EPSU только при отсутствии напряжения 28 В постоянного тока на шинах L ESS DC и R ESS DC.

Освещение аварийное внутреннее предназначено для визуального указания расположения путей аварийного покидания и аварийных дверей для пассажиров и членов экипажа. Освещение аварийное внутреннее состоит из потолочных светильников (рис. 8.23).

Электропитание светильников внутреннего аварийного освещения осуществляется напряжением 6 В постоянного тока от семи аварийных блоков питания (EPSU).

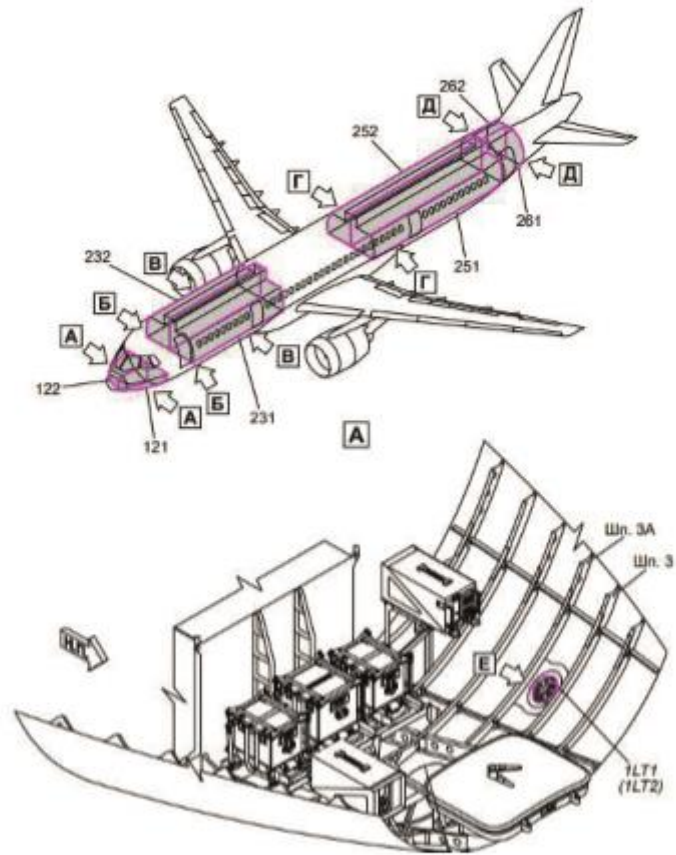


Рис.8.22. Расположение светильников внешнего аварийного освещения

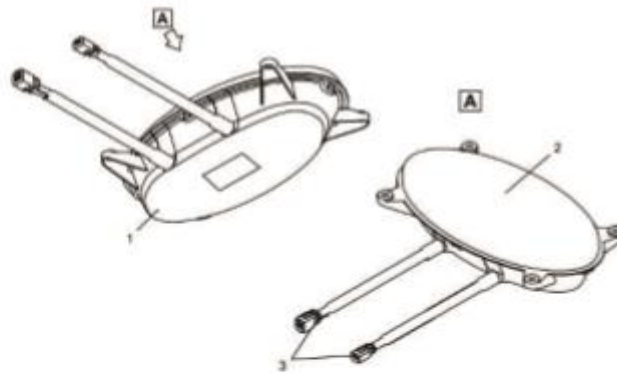


Рис. 8.23. Потолочный светильник внутреннего аварийного освещения

Управление внутренним аварийным освещением осуществляется от трехпозиционного переключателя EMER LT расположенного на панели LIGHT комплексного потолочного пульта (КПП) в кабине экипажа или от кнопочного переключателя CABIN LIGHTING EMER пульта управления освещением AP1.

Светотехнические указатели для аварийных выходов предназначены для визуального указания расположения дверей и проходов к ним для пассажиров и членов экипажа в аварийных условиях.

Светотехнические указатели для аварийных выходов состоят из:

- десяти светотехнических табло ВЫХОД (рис. 8.24)
- двух указателей ВЫХОД двусторонних
- двух указателей ВЫХОД односторонних



Рис. 8.24. Светотехническое табло ВЫХОД



Указатели Выход двусторонние (рис. 8.25) предназначены для визуального указания расположения аварийных дверей для пассажиров и членов экипажа.



Рис. 8.25. Указатель Выход двусторонний

Светотехнические указатели для аварийных выходов являются компонентами электрической схемы аварийного освещения и включаются одновременно с внутренним аварийным освещением. Так же данные табло включаются автоматически при наборе высоты и посадке самолета.

Подсистема питания аварийного освещения предназначена для подачи электропитания на осветительные приборы внешнего и внутреннего аварийного освещения.

Подсистема питания аварийного освещения состоит из семи блоков питания аварийного освещения (EPSU).

Аварийный блок питания EPSU (рис.8.26) содержит в своем составе аккумуляторную батарею [2], зарядное устройство, устройства для проверки емкости и устройства защиты от перенапряжения.

EPSU получает электропитание постоянного тока напряжением 28 В от шины L ESS DC в ESS-LPDB и от шины R ESS DC в ESS-RPDB. Напряжение питания блока преобразуется в напряжение 6 В постоянного тока и поступает на светильники аварийного освещения. Так же электропитание постоянного тока напряжением 28 В поступает на зарядное устройство блока EPSU которое служит для зарядки встроенной аккумуляторной батареи.

Существует три режима зарядки аккумуляторной батареи: медленная циклическая подзарядка, быстрая зарядка и подзарядка с дозированным циклом (для поддержания батареи в заряженном состоянии и обеспечения требуемого срока службы).

Медленная циклическая подзарядка встроенных аккумуляторных батарей в блоках EPSU осуществляется постоянно при наличии питания в бортовой сети самолета независимо от положения трехпозиционного переключателя EMER LT на панели LIGHT комплексного потолочного пульта (КПП). При необходимости, посредством выбора соответствующей команды на пульте бортпроводника, на блоки EPSU из СУОСО поступает цифровой сигнал FAST CHARGE для зарядки аккумуляторных батарей либо сигнал AUTOTEST для проведения автоматического тестирования EPSU

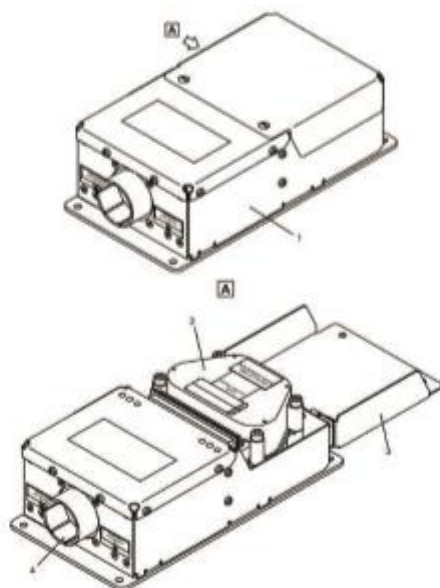


Рис. 8.26. Аварийный блок питания EPSU

## Содержание

Введение .....	3
1. Электрооборудование управления стабилизатором .....	4
2. Система управления двигателями ПД-14 .....	9
2.1 Блок рычагов управления двигателями .....	10
2.2 Блок вычислитель-концентратор .....	17
2.3 Система топливного регулирования .....	17
2.3.1 Регулятор электронный двигателя .....	20
2.3.2 Дозатор топлива .....	22
2.3.3 Блок защиты двигателя .....	24
2.3.4 Система измерения частоты вращения .....	25
2.3.5 Система измерения температуры .....	26
2.3.6 Система измерения давления .....	28
3. Система запуска .....	28
3.1 Система запуска двигателя ПД-14 .....	28
3.2 Система зажигания двигателя ПД-14 .....	35
3.3 Система зажигания/запуска ВСУ .....	38
3.3.1 Система зажигания ВСУ .....	40
3.3.2. Блоки запуска и управления стартер-генератором .....	42
3.3.3 Стартер-генератор .....	43
4. Электрооборудование топливной системы .....	45
4.1. Органы управления топливной системой .....	45
4.2. Система распределения топлива .....	50
5. Противообледенительная система .....	55
5.1. Система обнаружения обледенения .....	55
5.2. Противообледенительная система крыла .....	59
5.3. Система противообледенительная воздухозаборника двигателя .....	64
5.4. Система очистки и обогрева остекления кабины экипажа .....	66
6. Средства пожарной защиты .....	70
6.1. Сигнализаторы пожара/перегрева .....	74
6.2. Сигнализаторы дыма .....	78
6.3. Система пожаротушения .....	80
7. Система кондиционирования воздуха .....	85
7.1. Система общей вентиляции и рециркуляции .....	91
7.2. Система охлаждения радиоэлектронного оборудования .....	96

7.3. Система автоматического регулирования давления .....	97
7.4. Система обогрева .....	101
7.5. Система охлаждения .....	102
7.6. Система регулирования температуры .....	103
7.7. Система вентиляции аварийная и штуцер наземного кондиционера .....	106
8. Светотехническое оборудование .....	107
8.1. Освещение кабины экипажа .....	110
8.2. Освещение пассажирской кабины .....	113
8.3. Освещение грузовых и служебных отсеков .....	114
8.4. Внешнее светотехническое оборудование .....	115
8.4.1. Огни аэронавигационные .....	115
8.4.2. Маяки .....	117
8.4.3. Фары посадочные .....	121
8.4.4. Фары поворота с ВПП и рулежные .....	123
8.4.5. Фары освещения кромок крыла и воздухозаборников .....	126
8.4.6. Фары освещения эмблемы .....	129
8.4.7. Огонь стояночного тормоза .....	131
8.5. Освещение аварийное .....	132