

**МИНИСТЕРСТВО ТРАНСПОРТА РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ  
ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ  
ВЫСШЕГО ПРОФЕССИОНАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ  
УЛЬЯНОВСКОЕ ВЫСШЕЕ АВИАЦИОННОЕ УЧИЛИЩЕ  
ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ (ИНСТИТУТ)**

**А. С. Лушников**

**ЭЛЕКТРООБОРУДОВАНИЕ САМОЛЁТА DA 42  
И ЕГО ЛЁТНАЯ ЭКСПЛУАТАЦИЯ**

**Учебное пособие**



**Ульяновск 2010**

**Рецензент:** начальник летно-методического отдела УВАУ ГА (И) *А. М. Минаков*

Лушников, А. С. Электрооборудование самолёта DA 42 и его лётная эксплуатация : учеб. пособие / А. С. Лушников. – Ульяновск : УВАУ ГА(И), 2010. – 45 с.

Содержит основные сведения о назначении, решаемых задачах, размещении на самолёте, основах эксплуатации электротехнического оборудования самолёта DA 42.

Предназначено для курсантов и студентов заочной формы обучения специальности 160503.65– Лётная эксплуатация воздушных судов, а также для слушателей АУЦ и технических специалистов АТБ.

## ОГЛАВЛЕНИЕ

Перечень обозначений и сокращений.....	3
Введение .....	5
Тема 1. Общие сведения об электротехническом оборудовании самолёта DA 42 .....	6
1.1. Генерирование электроэнергии .....	9
1.2. Аккумуляирование электроэнергии .....	11
1.3. Распределение электроэнергии и защита от перегрузок .....	13
1.4. Сигнализация экипажу о работе электрооборудования .....	17
Тема 2. Потребители электроэнергии .....	20
2.1. Электронные блоки управления двигателями.....	20
2.2. Стартеры. Запуск двигателей .....	22
2.3. Светотехническое оборудование кабины .....	23
2.4. Внешнее светотехническое оборудование самолёта .....	25
2.5. Электрообогрев приёмника воздушных давлений и датчика предупреждения о сваливании .....	27
2.6. Электрооборудование системы выпуска/уборки шасси.....	28
2.7. Электрооборудование для управления закрылками .....	31
2.8. Электрооборудование противообледенительной системы .....	31
2.9. Электрооборудование топливной системы .....	34
2.10. Электрооборудование ручного управления рулём высоты .....	35
2.11. Металлизация фюзеляжа и защита от электрических разрядов .....	36
2.12. Электрическая регулировка расположения педалей .....	36
Тесты .....	37
Библиографический список .....	44

**ПЕРЕЧЕНЬ ОБОЗНАЧЕНИЙ И СОКРАЩЕНИЙ**

АНО	аэронавигационные (габаритные) огни
АЗК	автомат защиты кнопочный
АРК	автоматический радиокompас
БРЭО	бортовое радиоэлектронное оборудование
ПВ	плавкий предохранитель (предохранитель с плавкой вставкой)
ПВП	правила визуальных полётов
ПВД	приёмник воздушных давлений
ППП	правила полёта по приборам
РУД	рычаг управления авиадвигателем
ШИМ	широотно-импульсная модуляция
ШРАП	штепсельный разъём аэродромного питания
ACL	Anti-Collision Light / Strobe Light (проблесковые огни / световые маяки, установленные на законцовках крыла)
ADC	Air Data Computer (цифровая система воздушных сигналов – CBC)
АН	Artificial Horizon (авиагоризонт, в данном случае резервный)
AHRS	Attitude Heading Reference System (система для определения пространственного положения и курса самолёта – курсовертикаль)
ALTN	Alternator (генератор переменного тока)
ALT. LH	Alternator Left Hand (генератор левый)
ALT. RH	Alternator Right Hand (генератор правый)
AV	Avionic (авионика – приборное и радиоэлектронное оборудование самолёта)
CAS	Crew Announce System (система аварийного оповещения экипажа)
CDU	Common Display Unit (объединённый блок дисплеев PFD и MFD)
COM	Communication (радиосвязь; в данном случае ОБЧ-радиостанции № 1 или № 2)
DE-ICE	противообледенительная система
ECU	Electronic Computer Unit (электронный блок управления двигателем)
ELECT. MASTER	главный выключатель электрооборудования
ELEV. LIMIT	Elevators Limit (электрическое устройство для сигнализации достижения предельного отклонения руля высоты)
ELT	Emergency Locator Transmitter (радиомаяк системы поиска и спасения КОСПАС-SARSAT для определения местоположения терпящих бедствие объектов)
ENG INST	Engine Instrument (электрическое оборудование двигателей)
FADEC	Full Authority Digital Engine Control (цифровая система управления двигателем)

FAN	Fan (вентиляторы для охлаждения блоков авионики и дисплеев)
FLAP	Flaps (закрылки)
FLOOD	Flood Light (источник заливающего света для подсвета приборной доски)
GEAR	обозначение автомата защиты электрической части системы выпуска шасси
GEAR WRN	Gear Warning (электрические устройства системы сигнализации о выпуске шасси)
GPS/NAV1	Global Positioning System / Navigation 1 (система глобальной навигации GPS и система навигации по VOR-маякам, объединенные в блоке радио-электронного оборудования GIA 63/ комплект № 1)
INST LT	Instrument Light (световые источники для подсветки трафаретов / надписей на приборной доске)
LDG LT	Landing Light (посадочная фара)
LH	Left Hand (левый / по левую руку)
MAP	Map Reading Lights (две потолочные лампы кабины, обеспечивающие чтение карт для левого и правого пилотов)
MFD	Multi-Function Display (многофункциональный индикатор / дисплей)
MSG	Message (сообщение)
NAV LT	Navigation Light (аэронавигационные / габаритные огни)
PFD	Primary Flight Display (основной пилотажно-командный индикатор / дисплей)
PITOT	приёмник воздушных давлений (трубка Пито)
p.s.i.	pound square inch (единица измерения давления – фунт на квадратный дюйм)
RH	Right Hand (правый / по правую руку)
RPM	Revolutions per Minute (обороты в минуту – число, определяющее частоту вращения, в частности, воздушного винта)
STALL WRN	Stall Warning (система предупреждения о возможности сваливания самолёта)
TAXI	Taxi Light (рулёжная фара)
XFR PUMP	Transfer Pump (электрическая система перекачки топлива, состоящая из электродвигателя и насоса)
XPDR	Transponder (самолётный радиопередатчик для УВД)

## **ВВЕДЕНИЕ**

Изучение бортового электрооборудования, установленного на самолёте DA 42, базируется на знаниях, полученных при изучении общетехнических и специальных дисциплин, в первую очередь, основ электротехники и электроники.

В целях наиболее эффективного изучения устройств электрооборудования самолёта весь материал распределён в следующем порядке:

- назначение устройства и решаемые им задачи;
- состав и размещение элементов электрооборудования на самолёте;
- основные эксплуатационно-технические показатели;
- взаимодействие с другими самолётными устройствами и системами;
- особенности конструкции и расположение органов индикации и управления;
- включение, предполётная проверка работоспособности устройств электрооборудования самолёта;
- основные приёмы эксплуатации электрооборудования в полёте;
- основные эксплуатационные ограничения или особенности эксплуатации;
- неисправности и отказы устройств электрооборудования, их признаки и действия экипажа при возникновении неисправностей.

## ТЕМА 1

### ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ ОБ ЭЛЕКТРОТЕХНИЧЕСКОМ ОБОРУДОВАНИИ САМОЛЁТА DA 42

Электрооборудование современного самолёта является сложным электротехническим комплексом и состоит из системы электроснабжения, предназначенной для генерирования, преобразования и распределения электрической энергии с пускорегулирующей, управляющей и защитной аппаратурой, а также множества потребителей электрической энергии.

Надёжность функционирования системы электроснабжения самолёта в значительной степени определяет безопасность полёта. Это связано с тем, что практически все устройства и системы, входящие в бортовой пилотажно-навигационный комплекс, а также многие функциональные системы самолёта не могут работать без электрической энергии. Поэтому высокая надёжность функционирования системы электроснабжения является одним из основных требований к электрооборудованию самолёта.

Другим важным требованием, предъявляемым к самолётному электрооборудованию, является минимизация массы и габаритных размеров.

Электрооборудование активно используется экипажем на всех этапах полёта самолёта DA 42. Это оборудование отличается сложностью, имеет широкие функциональные возможности, обеспечивает высокую надёжность в условиях ударных нагрузок, длительных вибраций, резких перепадов температуры, влажности и атмосферного давления.

Самолёт DA 42 оснащён системой электроснабжения постоянным током с напряжением 28 В. В состав этой системы входят следующие устройства:

- устройства генерирования электроэнергии;
- устройства аккумуляирования электроэнергии;
- устройства распределения электроэнергии и защиты от перегрузок;
- потребители электроэнергии.

Электрическая схема, поясняющая состав и взаимодействие электрооборудования самолёта DA 42 представлена на рис. 1.

Размещение органов управления и индикации электрооборудования самолёта DA 42 на приборной доске представлено на рис. 2.

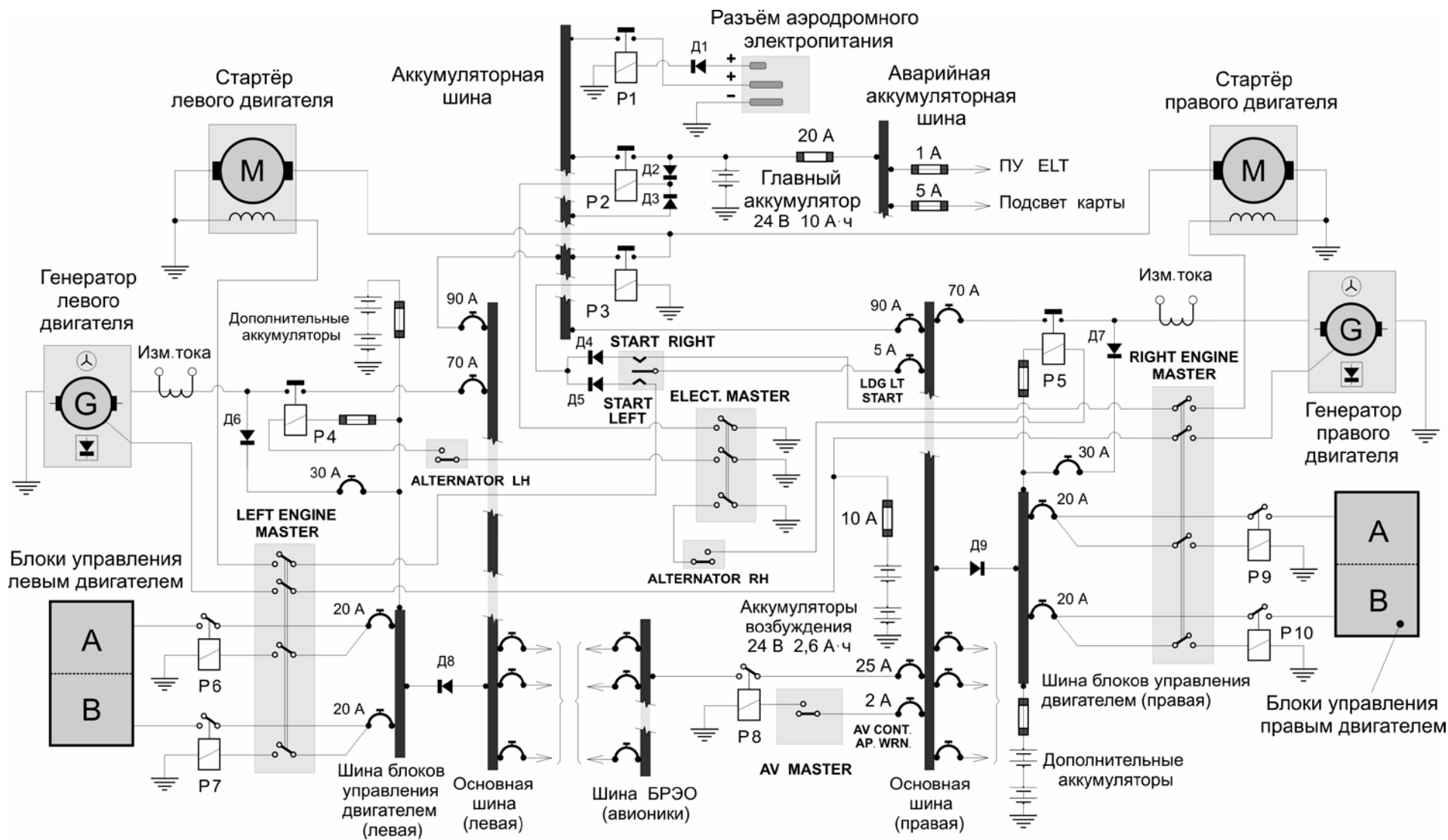


Рис. 1. Упрощённая электрическая схема электрооборудования самолёта DA 42



Рис. 2. Приборная доска самолёта DA 42:

1 – выключатели управления внешним и внутренним светотехническим оборудованием самолёта; 2 – выключатель аварийного электропитания резервного авиагоризонта и световых приборов заливающего освещения (Flood); 3 – резервный авиагоризонт; 4 – пульт управления противообледенительной системы; 5 – автоматы защиты сети потребителей, подключённых к левой основной шине; 6 – выключатели генераторов, блоков управления двигателями (ECU) и кнопки тестирования; 7 – выключатель обогрева приёмника воздушных давлений (ПВД) и датчика предупреждения о сваливании; 8 – выключатели авиадвигателей и ключ для включения стартёров запуска двигателей; 9 – главный выключатель электрооборудования **ELECT. MASTER**; 10 – выключатель БРЭО **AV MASTER**; 11 – рычаг выпуска / уборки шасси и светосигнализаторы положения шасси; 12 – переключатель управления закрылками и светосигнализаторы их положения; 13 – автоматы защиты сети потребителей, подключённых к шине БРЭО (авионики); 14 – автоматы защиты шины и блоков управления левым двигателем; 15 – автоматы защиты сети потребителей, подключённых к правой основной шине; 16 – автоматы защиты аккумуляторной шины, а также левого и правого генераторов; 17 – автоматы защиты шины и блоков управления правым двигателем



## 1.1. Генерирование электроэнергии

Генерирование электроэнергии осуществляется двумя синхронными трёхфазными генераторами (Alternator) переменного тока с возбуждением от источника постоянного тока и со встроенными полупроводниковыми диодными выпрямителями. Статорные обмотки соединены между собой по схеме «звезда», а выпрямитель подключён по трёхфазной схеме. Главная аккумуляторная батарея при нормальной работе соединена через автоматы защиты с выходами генераторов, имеет достаточно большую ёмкость и, тем самым, также сглаживает пульсации электрического напряжения генераторов. Генераторы установлены с левой нижней стороны каждого авиадвигателя. Механический привод генераторов производится с помощью плоских эластичных ремней с автоматическим натяжением (рис. 3). Номинальное значение выходного постоянного тока каждого генератора равно 60 А при напряжении 28 В.



Рис. 3. Механический привод генератора

Как показано на рис. 1 выходная линия левого генератора (генератора левого двигателя) подключена к левой основной шине через реле левого генератора Р 4 и автомат защиты номиналом 70 А. Выходная линия правого генератора (генератора правого двигателя) подключена к правой основной шине через реле правого генератора Р 5 и также через автомат защиты номиналом 70 А. Оба реле (Р 4 и Р 5) включаются выключателями **ALTERNATOR LH** и **RH**, расположенными на приборной доске слева от пилотажно-командного индикатора (PFD) (поз. 6, рис. 2; рис. 4).

В случае отказа или разряда главного аккумулятора возбуждение генераторов осуществляется от специальной аккумуляторной батареи возбуждения (Excitation Bat-



Рис. 4. Внешний вид выключателей генераторов, блоков управления двигателями (ECU) и кнопок их тестирования

tery), расположенной в переднем багажном отсеке. Батарея состоит из двух соединённых последовательно герметичных свинцово-кислотных аккумуляторов емкостью 1,3 А·ч и напряжением 12 В (рис. 5). Аккумуляторная батарея подключается к обмоткам возбуждения генераторов через плавкий предохранитель номиналом 10 А, контакты выключателей **LEFT/RIGHT ENGINE MASTER**, а также щётки и кольца генераторов.



Рис. 5. Аккумуляторная батарея возбуждения (Excitation Battery)



Рис. 6. Индукционный датчик

На выходных линиях обоих генераторов установлены индукционные датчики для измерения величины тока, вырабатываемого каждым генератором, включая и ток для зарядки главного аккумулятора, и для индикации значений тока на многофункциональном индикаторе (MFD) комплекса G1000. Индукционные датчики (см. рис. 6) расположены под креслами пилотов.

Для обеспечения постоянства выходного напряжения при изменениях как скорости вращения двигателя, так и нагрузки, каждый генератор имеет блок управления, обеспечивающий автоматическую электронную стабилизацию выходного напряжения. Блоки управления расположены в гондолах двигателей рядом с генераторами. Выходное напряжение каждого генератора преобразуется в широтно-импульсные сигналы, то есть сигналы с широтно-импульсной модуляцией (ШИМ), в которых длительность импульсов пропорциональна выходному напряжению генератора. Эти сигналы управляют величиной тока в обмотке возбуждения генератора. Такая отрицательная обратная связь позволяет поддерживать постоянное значение выходного напряжения генератора, равное 28 В.

Блоки управления также выравнивают (балансируют) электрические токи, которыми оба генератора обеспечивают потребителей, т.е. токи нагрузки. Управление балансированием осуществляется по температуре внутри генераторов. Электрические сигналы от датчиков, пропорциональные температуре, подаются в соответствующие блоки управления генераторов. При повышении внутренней температуры того или иного генератора, что может наступить при перегрузке, эти сигналы несколько уменьшают его выходное напряжение, а значит, и величину тока. Тем самым, обеспечивается частичное смещение нагрузки на генератор с меньшей внутренней температурой. Система обеспечивает выравнивание фактической нагрузки между двумя генераторами самолёта в пределах нескольких ампер.

Кроме того, блоки управления с помощью множества датчиков обеспечивают диагностику работы генераторов в случаях понижения или повышения выходного напряжения. В случае отказа того или иного генератора выдаётся аварийное сообщение «L/R ALTN FAIL» (отказ левого/ правого генератора) на пилотажно-командном индикаторе (PFD) и звуковой сигнал.

## 1.2. Аккумуляирование электроэнергии

Основным устройством, выполняющим функцию хранения электроэнергии, является главная свинцово-кислотная аккумуляторная батарея G-243 напряжением 24 В и ёмкостью 10 А·ч. Она установлена в задней части правого носового багажного отсека. Размещение главной аккумуляторной батареи представлено на рис. 7. Доступ к ней возможен после снятия декоративного тканевого покрытия, закреплённого винтами и застёжками типа «липучка». Из-под крышки, покрывающей аккумулятор, выведена вентиляционная трубка на нижнюю поверхность фюзеляжа.

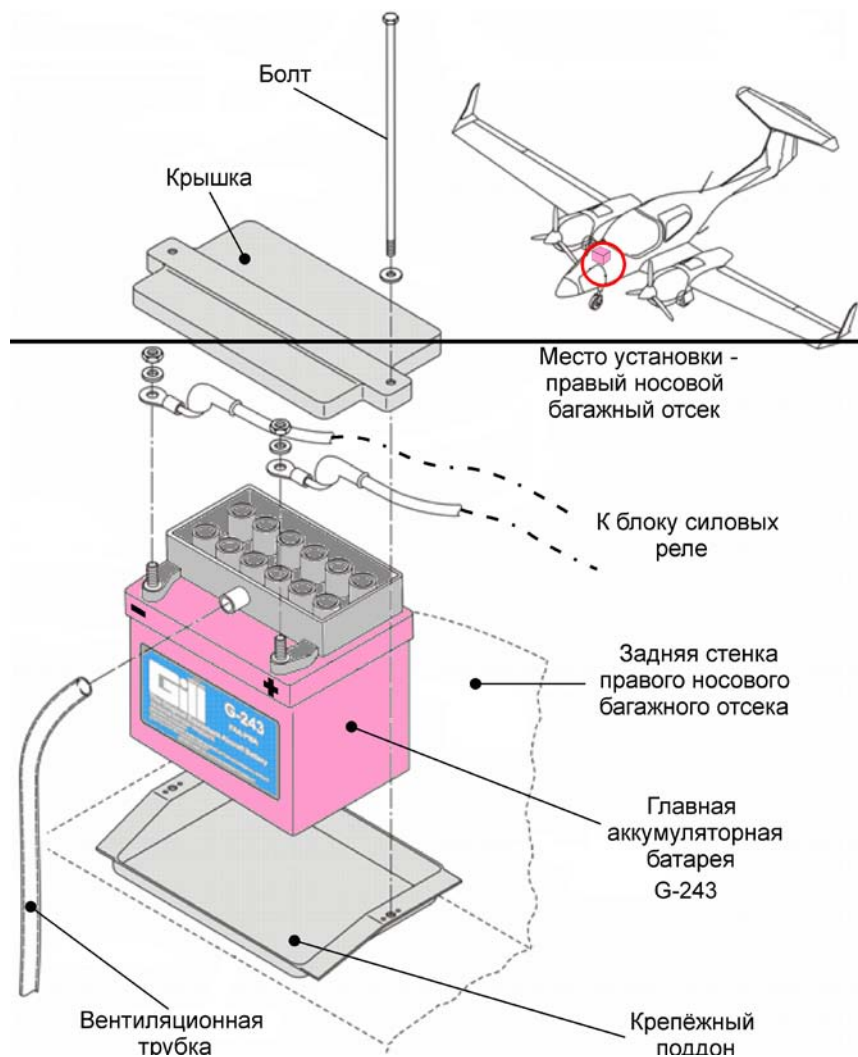


Рис. 7. Крепление главной аккумуляторной батареи

Главная аккумуляторная батарея подключена к аккумуляторной шине через контакты реле Р 2, установленного в релейной коробке в задней части носового багажного отсека по центру. Кроме того, аккумуляторная батарея подключена через предохранитель номиналом 20 А к аварийной аккумуляторной шине. Реле Р 2 коммутируется выключателем **ELECT. MASTER** (главный выключатель электрооборудования), расположенным на левой части приборной доски внизу (поз. 9, рис. 2; рис. 14 на с. 22).

При включении этого выключателя через обмотку реле Р 2 протекает ток либо от аккумулятора через полупроводниковый диод Д 2, либо от источника аэродромного электропитания через аккумуляторную шину и другой диод Д 3. При этом контакты реле Р 2 подключают аккумуляторную батарею к аккумуляторной шине.

Когда работают оба генератора и их напряжение больше напряжения главной аккумуляторной батареи, происходит её подзарядка. Подзарядка аккумулятора может осуществляться также от источника аэродромного электропитания напряжением 28 В.

Штепсельный разъём для подключения источника аэродромного электропитания (ШРАП) с предупреждающей надписью расположен в нижней части фюзеляжа под носовым багажным отсеком (рис. 8).



Рис. 8. Штепсельный разъём аэродромного электропитания

При подключении аэродромного питания через дополнительный (короткий) плюсовой контакт разъёма подаётся напряжение на обмотку реле Р 1, которое, срабатывая, подключает основной (большой) плюсовой контакт разъёма к аккумуляторной шине самолёта. Минусовый контакт разъёма подключается к «корпусу» самолёта. Защита системы от обратной полярности обеспечивается полупроводниковым диодом Д 1. Перед подключением ШРАП выключатель **ELECT. MASTER** должен быть выключен (OFF), а также необходимо убедиться в отсутствии людей вблизи зоны вращения винтов. Перед полётом необходимо проверить разъём на наличие загрязнений. Запрещается взлёт для выполнения ночного полёта по ПВП или полёта по ППП с разряженной аккумуляторной батареей.

В качестве аварийного источника электрического питания резервного авиагоризонта и световых приборов заливающего освещения (Flood) устанавливается блок из десяти литий-марганцевых непоразряжаемых батарей напряжением 3 В и ёмкостью 1300 мА·ч каждая. Этот блок батарей расположен за приборной доской. Он включается при отказе всей системы электроснабжения аварийным выключателем, расположенным в верхней части приборной доски под красной защитной скобой (поз. 2, рис. 2). В нормальном положении этот выключатель находится в положении OFF (выключено) и опломбирован. Этот резервный источник электропитания обеспечивает работу резервного авиагоризонта и заливающего освещения приборной доски в течение 1,5 ч. Батареи требуют замены каждые 2



года или же после использования. Исправность данных батарей необходимо проверять при техническом обслуживании самолёта каждые 100 ч налёта.

В случае разряда главного аккумулятора или его отказа используется аккумуляторная батарея Panasonic (см. рис. 5) для электропитания обмоток возбуждения обоих генераторов.

В случаях перебоев в работе главного аккумулятора для поддержки генераторов, обеспечивающих электропитанием электронные блоки управления двигателями (ECU), установлены дополнительные свинцово-кислотные аккумуляторные батареи. Они подключены через плавкие предохранители соответственно к левой и правой шинам блоков управления двигателями. Эти дополнительные аккумуляторы расположены в задней части левого и правого носовых багажных отсеков соответственно (рис. 9).



а – левый борт



б – правый борт

Рис. 9. Дополнительные батареи электропитания электронных блоков управления двигателями

В случае полного отказа электрооборудования самолёта эти батареи обеспечивают работу блоков управления двигателями в течение 30 мин. По истечении этого срока возможно прекращение работы обоих авиадвигателей.

### 1.3. Распределение электроэнергии и защита от перегрузок

Система распределения электроэнергии состоит из следующих компонентов:

- аккумуляторная шина;
- аварийная аккумуляторная шина;
- левая основная шина;
- правая основная шина;
- шина бортового радиоэлектронного оборудования;
- левая шина блоков управления левым двигателем;
- правая шина блоков управления правым двигателем;
- блок силовых реле.

Аккумуляторная шина подключена к главной аккумуляторной батарее через реле Р 2, управление которым осуществляется с помощью выключателя **ELECT. MASTER** (главный выключатель электрооборудования). Аккумуляторная шина предназначена для подачи электропитания на левую и правую основные шины через автоматы защиты номиналом 90 А и тока большой мощности на оба стартера через контакты реле стартеров Р 3 при очередном включении контактов переключателя **START LEFT**, а затем **START RIGHT** во время запуска двигателей. Ток по обмотке реле Р 3 протекает через полупроводниковый диод Д 4, либо Д 5 от правой основной шины.

Аварийная аккумуляторная шина подключена к главной аккумуляторной батарее через плавкий предохранитель номиналом 20 А. Аварийная шина предназначена для подачи электропитания на потолочную лампу левого пилота (для чтения карт) и на пульт дистанционного управления и индикации аварийного радиомаяка системы поиска и спасения КОСПАС-SARSAT (ELT). Аварийная шина защищена от коротких замыканий отдельными плавкими предохранителями.

Левая и правая основные шины подключены к аккумуляторной шине через автоматы защиты **BATT** номиналом 90 А. Автоматы защиты расположены в нижней части приборной доски справа (поз. 16, рис. 2).

Левая основная шина предназначена для подачи электропитания потребителям, подключённым к ней через автоматы защиты соответствующих номиналов (поз. 5, рис. 2). К левой основной шине подключены:

- первый комплект ОБЧ-радиостанции из состава комплекса G1000 через автомат защиты **COM 1** номиналом 5 А;
- навигационная система из состава комплекса G1000 через автомат защиты **GPS/ NAV1** номиналом 5 А;
- самолётный ответчик через автомат защиты **XPDR** номиналом 5 А;
- микропроцессорный электронный блок контроля GEA 71 и датчики параметров двигателей и планера через автомат защиты **ENG INST** номиналом 5 А;
- электрическое устройство обогрева приёмника воздушных давлений (ПВД) через автомат защиты **PITOT** номиналом 10 А;
- электрические устройства системы перекачки топлива и противообледенительной системы через автомат защиты **XFR PUMP/ DE-ICE** номиналом 10 А;
- рулёжная фара, потолочные лампы для чтения карт и проблесковые огни (световые маяки) через автомат защиты **TAXI/ MAP/ ACL** номиналом 5 А;
- заливающее освещение приборной доски через автомат защиты **FLOOD** номиналом 5 А;
- командно-пилотажный индикатор (дисплей) PFD из комплекса G1000 через автомат защиты **PFD** номиналом 5 А;
- система воздушных сигналов через автомат защиты **ADC** номиналом 5 А;
- курсовертикаль через автомат защиты **AHRS** номиналом 5 А;

- электрические устройства системы сигнализации выпуска шасси и сигнализации о достижении предельного отклонения руля высоты через автомат защиты **GEAR WRN/ELEV. LIMIT** номиналом 5 А;

- электрическая часть системы выпуска шасси через автомат защиты **GEAR** номиналом 5 А.

Кроме того, к левой основной шине подключён генератор левого двигателя через автомат защиты **ALT. LH** номиналом 70 А. Автомат защиты расположен в нижней части приборной доски справа (поз. 16, рис. 2).

Правая основная шина предназначена для подачи электропитания потребителям, подключённым к ней через автоматы защиты соответствующих номиналов (поз. 15, рис. 2). К правой основной шине подключены:

- multifunctional индикатор (дисплей) MFD из состава комплекса G1000 через автомат защиты **MFD** номиналом 5 А;

- резервный авиагоризонт через автомат защиты **AH** номиналом 3 А;

- электрическое устройство обогрева датчика системы сигнализации сваливания через автомат защиты **STALL WRN** номиналом 10 А;

- электрические устройства системы выпуска закрылков и световой сигнализации через автомат защиты **FLAP** номиналом 5 А;

- посадочная фара и цепи включения стартеров для запуска двигателей через автомат защиты **LDG LT/ START** номиналом 5 А;

- световые источники для подсветки приборов (трафаретов на приборной доске) и аэронавигационные (габаритные) огни через автомат защиты **INST LT/ NAV LT** номиналом 5 А;

- три вентилятора для охлаждения объединённого блока БРЭО и двух индикаторных блоков (дисплеев) PFD и MFD, входящих в состав комплекса G1000, через автомат защиты **AV/ CDU FAN** номиналом 3 А;

- шина бортового радиоэлектронного оборудования через автомат защиты **AVIONIC BUS** номиналом 25 А;

- реле включения шины авионики и система звуковой сигнализации автопилота через автомат защиты **AV CONT./ AP. WRN.** номиналом 2 А.

Кроме того, к правой основной шине подключён правый генератор через автомат защиты **ALT. RH** номиналом 70 А. Автомат защиты расположен в нижней части приборной доски справа (поз. 16, рис. 2).

Шина бортового радиоэлектронного оборудования (авионики) предназначена для подачи электропитания потребителям, подключённым к ней через автоматы защиты соответствующих номиналов (поз. 13, рис. 2). К шине авионики подключены:

- второй комплект ОБЧ-радиостанции из состава комплекса G1000 через автомат защиты **COM 2** номиналом 5 А;

- навигационная система из состава комплекса G1000 через автомат защиты **GPS/ NAV2** номиналом 5 А;

- автопилот GFC 700 через автомат защиты **AUTO PILOT** номиналом 7 ½ А;

- аудиопанель, авиагарнитуры и потолочный громкоговоритель через автомат защиты **AUDIO** номиналом 5 А;
- штормоскоп WX 500 через автомат защиты **W<sub>x</sub> 500** номиналом 3 А;
- автоматический радиокompас (АРК) через автомат защиты **ADF** номиналом 2 А;
- самолётное дальномерное оборудование через автомат защиты **DME** номиналом 3 А;
- бортовая система оповещения о близком воздушном движении через автомат защиты **TAS** номиналом 3 А.

Левая шина блоков управления левым двигателем подключена к выходу левого генератора через полупроводниковый диод Д 6 и автомат защиты **ECU BUS** номиналом 30 А, а также к левой основной шине через аналогичный диод Д 8. Диод Д 8 необходим для подачи напряжения на шину от главной аккумуляторной батареи до включения генератора. Левая шина блоков управления двигателем предназначена для подачи электропитания к блокам А и В управления левым двигателем (ECU), подключённым к ней через автоматы защиты **ECU А** и **ECU В** номиналом 20 А. Автоматы защиты расположены в нижней части приборной доски справа (поз. 14, рис. 2).

Правая шина блоков управления правым двигателем подключена к выходу правого генератора через полупроводниковый диод Д 7 и автомат защиты **ECU BUS** номиналом 30 А, а также к правой основной шине через такой же диод Д 9. Диод Д 9 необходим для подачи напряжения на шину от главной аккумуляторной батареи до включения генератора. Правая шина блоков управления двигателем предназначена для подачи электропитания к блокам А и В управления правым двигателем (ECU), подключённым к ней через автоматы защиты **ECU А** и **ECU В** номиналом 20 А. Автоматы защиты расположены в нижней части приборной доски справа (поз. 17, рис. 2).

Блок силовых реле Р 1, Р 2, Р 3, Р 4 и Р 5 предназначен для подключения выходов обоих генераторов, главной аккумуляторной батареи, аэродромного источника электропитания и стартёров при запуске двигателей (рис. 10). Блок реле расположен в носовом багажном отсеке за главной аккумуляторной батареей.

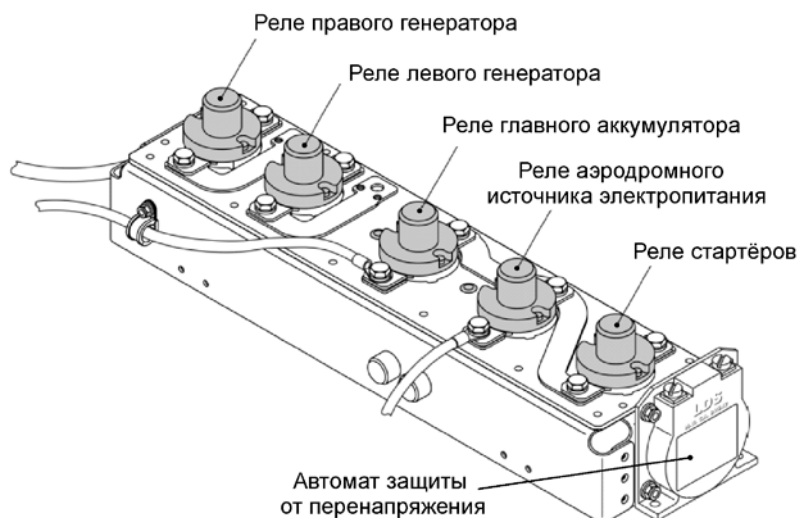


Рис. 10. Внешний вид блока силовых реле



## 1.4. Сигнализация экипажу о работе электрооборудования

Система аварийного оповещения экипажа (CAS) комплекса G 1000 обеспечивает выдачу экипажу визуальных и звуковых сигналов о состоянии и работоспособности оборудования самолёта, в том числе и электротехнического. Сигналы распределяются на три категории: аварийные, предупредительные и уведомляющие (табл. 1.1). Звуковые сигналы подаются через аудиосистему самолёта, а визуальные, в виде текстовых сообщений, которые появляются в специальном окне сигнализации на пилотажно-командном индикаторе (PFD). При этом аварийные сигналы отображаются в верхней части данного окна; за ними следуют предупредительные и уведомляющие сигналы. В пределах одной категории критичности сигналы отображаются по времени, от новых (сверху) к старым (снизу). Пример отображения аварийных, предупредительных и уведомляющих сообщений представлен на рис. 11.

Таблица 1.1

Категория сигнала	Цвет текста	Значимость	Звуковой сигнал
Аварийный	Красный	Требуются немедленные корректирующие действия	Повторяющийся до подтверждения экипажем
Предупредительный	Жёлтый (янтарный)	Могут потребоваться корректирующие действия в будущем	Однократный
Уведомляющий	Белый	Необходимо принять к сведению	Нет
Уведомление о безопасном эксплуатационном режиме	Зелёный	Низшая	Нет



Рис. 11. Фрагмент экрана индикатора PFD

В правом нижнем углу дисплея PFD имеется программируемая клавиша с изменяющейся экранной надписью «ALERTS», «CAUTION» или «WARNING» соответственно белого, жёлтого или красного цвета. Надпись появляется и мигает до тех пор, пока клавиша не будет нажата.

Эта клавиша имеет двойную функцию:

- нажатие клавиши подтверждает принятие нового сообщения экипажем;
- дополнительное нажатие клавиши при отсутствии новых активных сигналов открывает контекстную страницу «ALERTS» окна сообщений с информацией обо всех поступивших прежде и продолжающих быть активными сообщениях (см. рис. 11).

Такая система позволяет экипажу просматривать все системные сигналы при переполнении окна сигнализации. При этом наиболее критичные сообщения всегда находятся в поле зрения пилота, и обеспечивается возможность отображения сообщений с меньшей категорией критичности в дополнительном окне поля индикации в случае переполнения основного окна сигнализации.

Все виды визуальных сигналов (сообщений), касающихся электрооборудования, представлены в табл. 1.2.

Таблица 1.2

Сигнальное сообщение	Значение / причина
Аварийная сигнализация	
L / R ALTN AMPS	Выходной ток генератора левого / правого двигателя превышает 60 А
L / R STARTER	Включён и работает стартёр левого / правого двигателя в то время, когда он <i>не должен</i> работать
Предупредительная сигнализация	
L / R ECU A FAIL	Неисправность блока управления А левого / правого двигателя
L / R ECU B FAIL	Неисправность блока управления В левого / правого двигателя
L / R VOLTS LOW	Низкое (менее 25 В) напряжение на левой / правой шине
L / R ALTN FAIL	Отказ генератора левого / правого двигателя
PITOT FAIL	Отказ электрической схемы обогрева ПВД
PITOT HT OFF	Обогрев ПВД выключен
STAL HT FAIL	Отказ электрической схемы обогрева датчика системы предупреждения о возможности сваливания
STAL HT OFF	Обогрев датчика системы предупреждения о возможности сваливания выключён
Уведомляющая сигнализация	
L / R GLOW ON	Включена «свеча» накаливания левого / правого двигателя
PFD FAN FAIL *	Отказ вентилятора командно-пилотажного дисплея PFD
MFD FAN FAIL *	Отказ вентилятора многофункционального дисплея MFD
GIA FAN FAIL *	Отказ вентилятора интегрированных блоков радиоэлектронного оборудования GIA 63 № 1 и № 2

\* сигнальное сообщение, появляющееся в окне уведомляющих сообщений «ALERTS» (см. рис. 11)

Кроме того, в окне «ALERTS» может отображаться большое количество не являющихся критичными уведомляющих сообщений, представляющих экипажу и техническому обслуживающему персоналу важную информацию о функционировании бортовых систем и их программном обеспечении. При появлении таких сообщений, как правило, требуется техническое обслуживание оборудования.

Кроме того, текущие электрические параметры системы электроснабжения самолёта, такие как напряжение (VOLTS) на левой (L) и правой (R) основных шинах и величина тока (AMPS) генераторов левого (L) и правого (R) авиадвигателей, представляются экипажу в левой части многофункционального индикатора (MFD) интегрированного комплекса G 1000 на странице «SYSTEM» в разделе «ELECTRICAL» (рис. 12). Напряжения и токи указываются стрелками, расположенными выше (L) и ниже (R) цветных шкал. Зелёным цветом отображаются нормальные значения указанных параметров, жёлтым цветом предельно-допустимые, а красным – аварийные (недопустимые) значения. Над шкалами расположены левое и правое окна, в которых значения параметров представлены в цифровой форме (в вольтах для левой и правой основных шин и амперах для левого и правого генераторов).

По умолчанию на индикаторе MFD отображается страница «ENGINE», на которой представляется информация о значениях основных параметров двигателей самолёта. Для перехода к странице «SYSTEM» необходимо нажать клавишу с аналогичной надписью над ней. При отказе правого дисплея (MFD) включается резервный режим, и данная информация отображается на левом дисплее (PFD). Резервный режим включается автоматически, либо вручную красной кнопкой **DISPLAY BACKUP**, расположенной в нижней части аудиопанели.

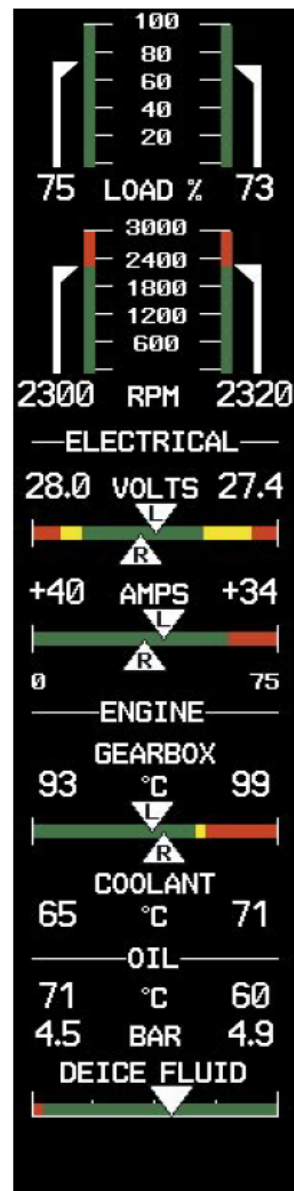


Рис. 12. Страница «SYSTEM»  
на дисплее MFD

## ТЕМА 2

### ПОТРЕБИТЕЛИ ЭЛЕКТРОЭНЕРГИИ

Для защиты от перегрузок различные потребители электроэнергии подключены к электрическим шинам через соответствующие кнопочные автоматы защиты типа АЗК.

#### 2.1. Электронные блоки управления двигателями

Электронные цифровые блоки управления двигателями ECU предназначены для контроля всех важнейших параметров работы авиадвигателей TAE 125, их регулирования, управления двигателями и формирования сигналов для сигнализации экипажу о неисправностях. Двигатель TAE 125 представляет собой рядный четырёхцилиндровый поршневой авиадвигатель с жидкостным охлаждением и двумя распределительными валами, с рабочим объёмом 2000 см<sup>3</sup> и номинальной мощностью 99 кВт. Электронные цифровые блоки управления двигателями обеспечивают возможность управления двигателем при помощи одного рычага. Кроме того, каждый блок управляет регулятором для изменения шага воздушного винта. Электронные блоки функционируют по системе FADEC (Full Authority Digital Engine Control). Для обеспечения работы электронных блоков в каждом авиадвигателе установлены датчики следующих параметров:

- температуры масла в маслосистеме двигателя (OIL TEMP) – 2 шт.;
- давления масла в маслосистеме двигателя (OIL PRES) – 2 шт.;
- температуры охлаждающей жидкости (COOLANT TEMP) – 2 шт.;
- температуры редуктора (GEARBOX) – 2 шт.;
- давления масла в регуляторе оборотов воздушного винта;
- частоты вращения распределительного вала – 2 шт.;
- частоты вращения коленчатого вала – 2 шт.;
- давления топлива в общем нагнетательном трубопроводе;
- давления топлива в системе впрыска топлива;
- давления воздуха в коллекторе;
- температуры воздуха в коллекторе;
- статического атмосферного давления;
- положения рычага управления двигателем – 2 шт. на каждый РУД;
- электрического напряжения в цепи стартера;
- сигнала включения стартера;
- сигнала о положении переключателя блока управления двигателем (ECU SWAP);
- сигнала проверки блока управления двигателем (ECU TEST).

Наиболее ответственные датчики, определяющие безопасность полёта, дублированы. На основании сравнения поступающих сигналов с запрограммированными их значениями, хранящимися в блоке памяти, производится расчёт выходных управляющих сигналов, необходимых для обеспечения нормальной работы авиадвигателей. Эти управляющие электрические сигналы подаются в соответствующие узлы каждого двигателя, в частности:

- сигналы включения «свечей» накаливания для подогрева цилиндров;
- сигналы запуска стартера;
- сигналы на клапан регулятора оборотов воздушного винта;
- сигналы на клапан регулирования давления топлива в общем нагнетательном коллекторе;
- сигналы на каждое из четырёх сопел системы впрыска топлива;
- сигналы на клапаны отсеки.

Каждый авиадвигатель имеет свой сдвоенный электронный блок управления, состоящий из двух частей: ECU A и ECU B. Блоки в едином корпусе закреплены в нижней части двигателя (рис. 13). При штатной работе, когда переключатель на приборной доске **ECU SWAP** (см. рис. 4) установлен в положение «AUTO», каждый двигатель управляется и регулируется предназначенным для этого своим блоком ECU A. Блоки ECU B являются резервными. При автоматическом резервировании в случае возникновения сбоя или кратковременного пропадания сигналов какого-либо датчика система автоматически переключится на управление блоком ECU B. После восстановления нормальных сигналов датчика система переключится обратно на управление блоком ECU A. Резервирование может быть ручным при переводе переключателя **ECU SWAP** в положение «ECU B». Это допускается только в аварийной ситуации. Запуск двигателя при положении переключателя **ECU SWAP** в положение «ECU B» ЗАПРЕЩАЕТСЯ.



Рис. 13. Внешний вид сдвоенного блока управления двигателем

На основном командно-пилотажном дисплее PFD комплекса Garmin G 1000 в окне сигнализации для каждого двигателя отображаются уведомляющие сообщения о включении «свечей» накаливания «L/R GLOW ON» или предупреждающие сообщения о состоянии блоков управления двигателями. При неисправности электронных блоков управления двигателем на основном командно-пилотажном индикаторе PFD появляется предупредительное сообщение «L/R ECU A/B FAIL» (неисправность электронного блока А или В управления левым или правым двигателем). В случае несущественной неисправности эту предупредительную сигнализацию можно однократно сбросить нажатием соответствующей кнопки **ECU TEST** (см. рис. 4) и удержанием её в течение 2 с. При этом можно продолжать полёт. Тем не менее, при следующей попытке запуска двигателя предупредительная сигнализация появится снова. В таких случаях необходимо провести обслуживание двигателя, даже если предупредительный сигнал удалось сбросить. Такой сброс предупреждающей сигнализации возможен, если двигатель работает на больших оборотах (приблизительно 900 RPM и более). В том случае, когда во время полёта появившееся на индикаторе PFD сообщение «L/R ECU A/B FAIL» сбросить не удалось, необходимо совершить посадку на ближайшем пригодном для этого аэродроме.

Если же рычаг управления двигателем установлен в положение IDLE (малый газ), например, при наземной подготовке к полёту, то нажатие и удержание кнопки **ECU TEST** до завершения процедуры запускает тестирование блока управления соответствующего авиадвигателя. В процессе тестирования происходит автоматическое переключение с блока ECU А на блок ECU В при вращающемся воздушном винте. Контроль частоты вращения воздушного винта осуществляется блоком управления автоматически. При таком переключении между блоками ECU А и ECU В может возникать небольшая вибрация двигателя. После успешного завершения процедуры тестирования управление двигателем возвращается к блоку ECU А, а соответствующая предупредительная сигнализация «L/R ECU A/B FAIL», наблюдавшаяся во время тестирования, исчезает.

## 2.2. Стартеры. Запуск двигателей

Для запуска каждого авиадвигателя используется свой стартер, представляющий собой электродвигатель постоянного тока с параллельным возбуждением. Выключатели авиадвигателей **MASTER** и ключ для поочередного включения стартеров запуска двигателей **START LEFT/ RIGHT** расположены в нижней части приборной доски пилотов слева (поз. 8, рис. 2; рис. 14).

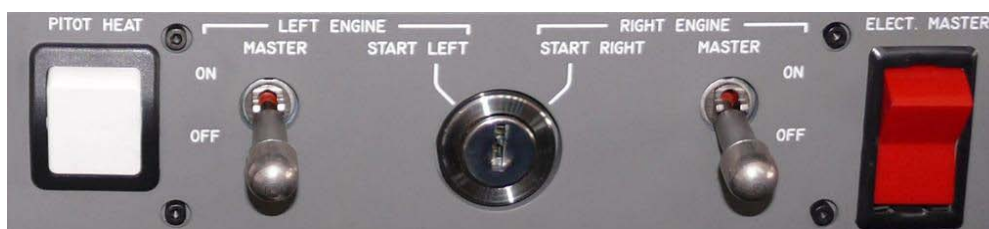


Рис. 14. Внешний вид выключателей двигателей и ключа стартеров



Перед запуском каждого двигателя после включения выключателя **MASTER LEFT ENGINE / RIGHT ENGINE** происходит прогрев цилиндров двигателя с помощью «свечей» накаливания, о чём свидетельствует уведомляющая сигнализация белого цвета «L/R GLOW ON» в окне сигнализации командно-пилотажного индикатора PFD, которая может светиться несколько секунд. Запуск двигателя можно начинать только после пропадания этой сигнализации. Кроме того, включается подкачивающий электронасос гидроаккумулятора, обеспечивающий расфлюгирование винта.

Запуск двигателей производится поочередно, начиная, как правило, с левого. После поворота ключа стартёров влево или вправо при запуске авиадвигателей замыкаются контакты **START LEFT** или **START RIGHT**, и на реле стартёров Р 3 подаётся напряжение аккумулятора 24 В через аккумуляторную, а затем и правую основную шины и автомат защиты **LDG LT/START** номиналом 5 А. Контакты реле Р 3 замыкаются, и на стартёры подаётся напряжение от аккумуляторной шины. В то же время, через замкнутые контакты ключа, напряжение от правой основной шины подаётся на обмотку возбуждения левого или правого стартёра. Стартёр запускаемого двигателя начинает вращаться. При этом выключатель **MASTER LEFT / RIGHT ENGINE** соответствующего двигателя должен быть во включенном положении (ON). Непрерывная работа стартёра не должна превышать 10 с, а затем ключ необходимо повернуть в среднее положение для отключения стартёра. Время паузы должно быть не менее 20 с. Попытки запуска двигателя могут возобновляться, но не более шести раз. Если двигатель не запускается, то требуется его техобслуживание. Как правило, общее время запуска одного двигателя длится от одной до двух минут.

### 2.3. Светотехническое оборудование кабины

В кабине самолёта установлено следующее внутреннее осветительное оборудование:

- лампы для пилотов и лампа для пассажиров;
- светильники для подсветки приборов и трафаретов на приборной доске;
- заливающее освещение приборной доски.

Лампы для пилотов предназначены для чтения карт (MAP LIGHT). Лампа индивидуального освещения для пассажиров и лампы для пилотов расположены на потолке кабины (рис. 15). Между лампами расположены две регулируемые насадки вентиляции, а справа от передних ламп – cabinный громкоговоритель.

Две передние лампы направлены на кресла пилотов, а задняя лампа на кресла пассажиров. Направленность сфокусированного света может регулироваться индивидуально. Каждая лампа имеет встроенный выключатель. Во время работы лампы нагреваются. Электропитание ламп осуществляется постоянным



Рис. 15. Расположение лампы индивидуального освещения для пассажиров и ламп для пилотов

током напряжением 28 В от левой основной шины, а защита цепи электропитания ламп осуществляется через автомат защиты **TAXI/MAP/ACL** номиналом 5 А.

Кроме потолочных ламп в кабине расположены светильники для подсветки приборов и трафаретов на приборной доске. Имеется семь панелей с трафаретами, на которых методом травления нанесены надписи для пилотов. Каждая панель имеет собственный источник света. Яркость их свечения регулируется комбинированным выключателем-регулятором **INSTRUMENT**, расположенным на левой верхней части приборной доски вместе с другими элементами управления светотехническим оборудованием самолёта ( поз. 1, рис. 2; рис. 16). Включение и регулировка яркости подсветки трафаретов производится поворотом ручки по часовой стрелке, а выключение – поворотом влево до щелчка (OFF). Электропитание светильников осуществляется постоянным током напряжением 28 В от правой основной шины, а защита цепи их электропитания осуществляется через автомат защиты **INST LT/NAV LT** номиналом 5 А.

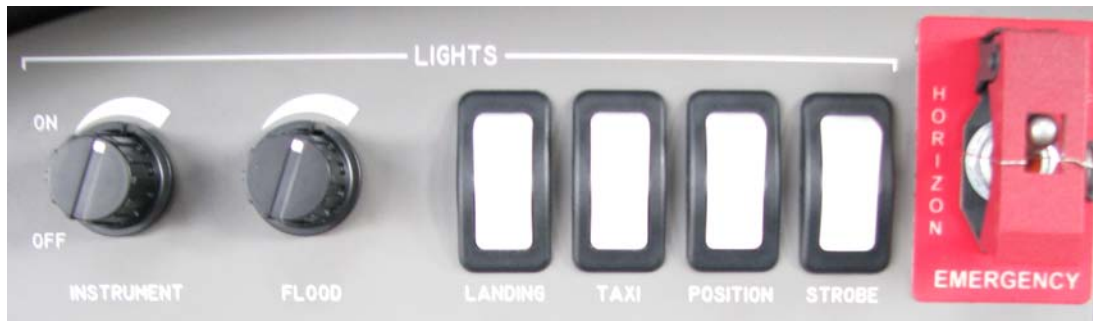


Рис. 16. Выключатели светотехнического оборудования самолёта

Заливающее освещение приборной доски (**FLOOD**) обеспечивается специальным светильником с подкладкой из фольги. Светильник приклеен к нижней поверхности козырька приборной доски. Электропитание светильника осуществляется переменным током от полупроводникового преобразователя с напряжением 115 В, установленного за приборной доской. Яркость свечения регулируется комбинированным выключателем-регулятором **FLOOD**, расположенным вместе с другими элементами управления светотехническим оборудованием самолёта. Включение и регулировка яркости светильника заливающего освещения производится поворотом ручки по часовой стрелке, а выключение – поворотом влево до щелчка. Электропитание устройства заливающего освещения осуществляется постоянным током напряжением 28 В от левой основной шины, а защита цепи электропитания осуществляется через автомат защиты **FLOOD** номиналом 5 А. При полном отказе электрооборудования питание светильника заливающего освещения осуществляется от блока из десяти непerezаряжаемых батарей напряжением 3 В и ёмкостью 1300 мА·ч каждая, расположенных за приборной доской. Батареи включаются аварийным выключателем **EMERGENCY**, расположенным в верхней части приборной доски под красной защитной скобой (см. рис. 16). В нормальном положении этот выключатель находится в положении OFF (выключено) и опломбирован.



## 2.4. Внешнее светотехническое оборудование самолёта

На самолёте DA 42 установлено следующее внешнее светотехническое оборудование:

- аэронавигационные огни;
- проблесковые огни (световые маяки);
- посадочная фара;
- рулëжная фара.

Аэронавигационные и проблесковые огни обеспечивают возможность наблюдать самолёт во время руления и в полёте в тёмное время суток. Таким образом, они повышают уровень безопасности наземного и воздушного движения. Данные огни объединены в комбинированные светотехнические устройства, которые установлены на законцовках крыла. Внешний вид устройства представлен на рис. 17, а конструкция – на рис. 18.



Рис. 17. Внешний вид левого комбинированного блока аэронавигационных и проблесковых огней

На самолёте установлены левый и правый аэронавигационные (габаритные) огни. В передней части каждого комбинированного блока огней установлен красный (с левой стороны) или зеленый (с правой стороны) светофильтр. Эти огни видны только спереди и сбоку от самолёта.

В состав каждого блока огней входит также задний огонь без цветного светофильтра. Эти огни видны только сзади.

Для включения аэронавигационных огней используется выключатель **POSITION**, расположенный вместе с другими элементами управления светотехническим оборудованием самолёта (см. рис. 16). Электропитание аэронавигационных огней осуществляется постоянным током напряжением 28 В от правой основной шины, а защита осуществляется через автомат защиты **INST LT/NAV LT** номиналом 5 А.

В средней части каждого комбинированного блока огней установлен проблесковый огонь с бесцветным стеклом. Ксеноновая лампа каждого огня формирует двойные вспышки высокой интенсивности с частотой 50 раз в минуту. Проблесковые огни видны со всех сторон. Для формирования парных электрических импульсов напряжением около 600 В в законцовках крыла установлены блоки преобразователей электропитания.

Для включения проблесковых огней используется выключатель **STROBE**, расположенный вместе с другими элементами управления светотехническим оборудованием самолёта (см. рис. 16). Защита цепи электропитания проблесковых огней от левой основной шины осуществляется через автомат защиты **TAXI/MAP/ACL** номиналом 5 А.

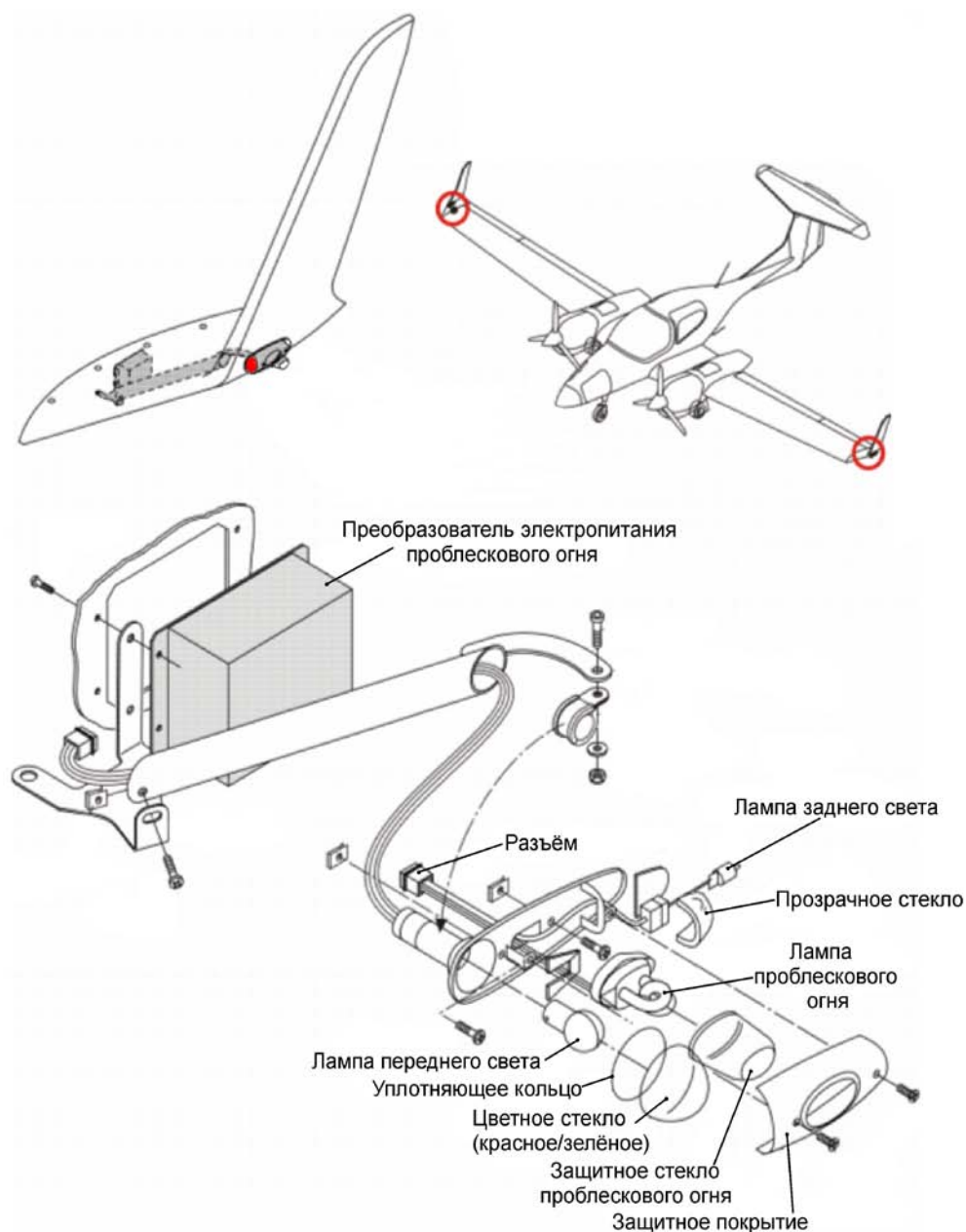


Рис. 18. Конструкция проблескового и аэронавигационных огней

Проблесковые огни должны быть включены перед запуском авиадвигателей самолёта. Аэронавигационные огни включаются для предполётной проверки и используются ночью и при плохой видимости.

Рулёжная и посадочная фары предназначены для освещения земной поверхности при рулении и во время посадки в условиях плохой видимости, а также в темное время суток. Конструкция рулёжной и посадочной фар одинакова. Фары расположены в нишах

в нижней части центроплана и защищены прозрачными стёклами. Рулëжная фара расположена справа, а посадочная фара – слева от оси самолёта.

Внутри каждой фары установлена ксеноновая лампа с высокой интенсивностью свечения. Для управления и электропитания каждой лампы используется электронный преобразовательный блок. Блоки установлены рядом с фарами под полом кабины самолёта в районе центроплана. Блок преобразования рулëжной фары получает питание постоянным током напряжением 28 В от левой основной шины, а посадочной фары – от правой основной шины. Для включения рулëжной и посадочной фар используются выключатели **TAXI** и **LANDING** соответственно, расположенные вместе с другими элементами управления светотехническим оборудованием самолёта (см. рис. 16).

Защита цепи электропитания рулëжной фары осуществляется через автомат защиты **TAXI/MAP/ACL** номиналом 5 А, а посадочной фары – через автомат защиты **LDG LT/ START** номиналом 5 А.

Целостность внешних огней и фар проверяется перед полëтом.

## 2.5. Электрообогрев приёмника воздушных давлений и датчика предупреждения о сваливании

На левой консоли крыла самолёта установлен приёмник воздушных давлений (ПВД) и датчик системы сигнализации об опасности сваливания (датчик срыва). Оба эти устройства оснащены электрообогревом, который позволяет сохранить работоспособность данных устройств в полëте в условиях обледенения. Включение системы обогрева производится общим выключателем **PITOT HEAT**, расположенным в нижней части приборной доски пилотов слева (см. рис. 14).

Питание двухэлементного обогревателя ПВД осуществляется постоянным током от левой основной шины бортовой сети напряжением 28 В, а защита цепи электропитания осуществляется через автомат защиты **PITOT** номиналом 10 А.

Питание обогревателей всех устройств датчика предупреждения об опасности сваливания и его монтажного основания осуществляется постоянным током от правой основной шины бортовой сети напряжением 28 В, а защита цепи электропитания осуществляется через автомат защиты **STALL WRN** номиналом 10 А. После включения выключателя **PITOT HEAT** полный обогрев датчика возможен только после взлёта и уборки шасси при срабатывании концевого выключателя, установленного в нише правой основной опоры шасси. В наземном положении самолёта ток для обогревателей датчика предупреждения о сваливании проходит через ограничительный резистор с сопротивлением 18 Ом.

Работоспособность обогревателей контролируется автоматически. В случае отказов системы электрообогрева или несвоевременного отключения система аварийного оповещения экипажа выдаёт предупредительные сообщения в окне сигнализации дисплея PFD

«PITOT FAIL», «STAL HT FAIL» или «PITOT HT OFF», «STAL HT OFF» соответственно (см. рис. 11, табл. 1.2).

Перед полётом после запуска авиадвигателей обогрев ПВД включается на короткое время выключателем **PITOT HEAT** для проверки. Включение обогрева сопровождается исчезновением сигнализации «PITOT HT OFF» на дисплее PFD и увеличением потребляемого тока приблизительно на 5 А, что можно проконтролировать по увеличению показаний индикатора «AMPS» в разделе «ELECTRICAL» на странице «SYSTEM» в левой части дисплея MFD.

После включения обогрева при отсутствии обледенения могут появляться предупредительные сообщения об отказе «PITOT FAIL», что свидетельствует о работе термореле, отключающих электрообогрев во избежание перегрева ПВД. После естественного охлаждения обогрев включается снова автоматически. В полёте обогрев включается при необходимости в условиях возможного обледенения.

## 2.6. Электрооборудование системы выпуска / уборки шасси

Самолёт DA 42 оснащён электрически управляемой гидравлической системой выпуска и уборки шасси. Она имеет электрическую часть, которая предназначена для создания и автоматического поддержания необходимого уровня давления специальной жидкости в гидросистеме управления положением шасси, для исключения возможности уборки шасси в наземном положении самолёта, а также для световой и звуковой сигнализации о положении всех трёх опор шасси.

Упрощенная схема электрооборудования системы выпуска/уборки шасси представлена на рис. 19.

Электрооборудование системы выпуска / уборки шасси включает:

- электрический гидронасос с автоматическим управлением (М);
- электрогидравлический выключатель (ЭГВ) электродвигателя гидронасоса для автоматического поддержания рабочего давления в гидросистеме в пределах 96,5 – 113,8 бар (1400 – 1650 p.s.i.);
- электрогидравлические клапаны для управления давлением в гидроцилиндрах выпуска и уборки шасси;
- рычаг (электрический переключатель) для управления положением шасси **UP/DOWN**;
- рычаг аварийного выпуска шасси с аварийным электрогидравлическим клапаном и электрическим размыкателем реле гидронасоса;
- систему световой и звуковой сигнализации о положении всех трёх опор шасси.

Электрооборудование вместе с другими основными гидравлическими устройствами системы расположено на единой раме в хвостовой части самолёта непосредственно за задним багажным отсеком слева, а также в нижней части приборной доски (поз. 11, рис. 2).

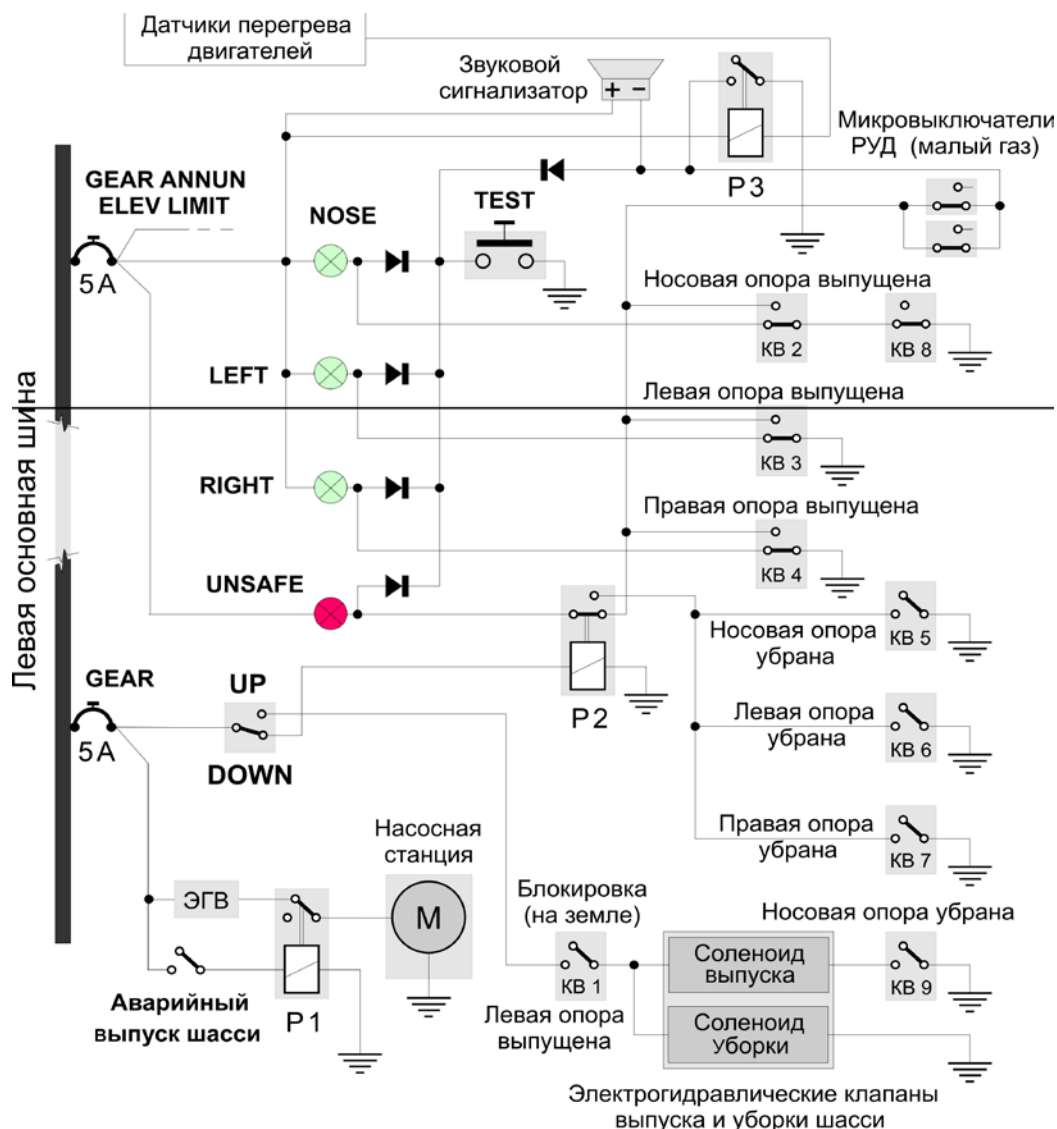


Рис. 19. Схема электрооборудования системы выпуска/уборки шасси

Питание электрооборудования системы выпуска/уборки шасси осуществляется постоянным током напряжением 28 В от левой основной шины с защитой через автомат защиты **GEAR** номиналом 5 А.

Питание электрооборудования для сигнализации о положении шасси осуществляется постоянным током напряжением 28 В от левой основной шины с защитой через автомат защиты **GEAR ANNUN/ ELEV LIMIT** номиналом 5 А.

В случае отказа электросистемы самолёта гидронасос обесточивается, электрогидравлические клапаны открываются, и все опоры шасси под действием своего веса автоматически выпускаются с фиксацией в этом положении.

Электрооборудование, предназначенное для сигнализации о положении шасси, включает три зелёных светосигнализатора **NOSE**, **LEFT** и **RIGHT** отдельно для каждой опоры, красный светосигнализатор **UNSAFE**, звуковой сигнализатор, кнопку **TEST** для проверки сигнализации, а также девять концевых микровыключателей (KB), расположенных непосредственно на опорах и в нишах для шасси.

Свечение каждого зелёного светосигнализатора означает, что соответствующая ей опора шасси выпущена полностью и зафиксирована. В противном случае светосигнализатор не светится, что позволяет идентифицировать неисправность. О неисправности в этом случае свидетельствует и свечение красного светосигнализатора **UNSAFE**. Красный светосигнализатор светится также и в том случае, если одна или несколько опор не зафиксированы в убранном положении. Во время выпуска или уборки шасси красный светосигнализатор также светится. Исправность светосигнализаторов, а также звукового сигнализатора, проверяется перед полётом нажатием кнопки **TEST**.

Концевой выключатель обжатия левой опоры шасси KB 1 предотвращает возможность уборки шасси при непреднамеренном переключении рычага управления шасси в положение UP, когда самолёт находится на земле (см. рис. 19). При этом соленоид электрогидравлического клапана уборки шасси не получает электропитания, необходимого ему для открывания и подачи жидкости в гидроцилиндры для уборки опор шасси. Клапан (соленоид) выпуска в обесточенном положении открыт для выпуска опор шасси.

Когда каждая из опор шасси выпущена и зафиксирована, микровыключатели KB 2, KB 3, KB 4, а также концевой выключатель обжатия передней опоры KB 8 замыкаются и замыкают на «корпус» цепи питания каждого из зелёных светосигнализаторов. В полёте после переключения рычага управления в положение UP опоры шасси убираются, и зелёные светосигнализаторы гаснут, поскольку выключатели KB 2, KB 3 и KB 4 размыкаются. При этом красный светосигнализатор **UNSAFE**, а также соответствующие зелёные светосигнализаторы могут светиться, если хотя бы один выключатель KB 2, KB 3 или KB 4 останется замкнутым, что свидетельствует о неисправности.

Таким образом, в верхнем положении рычага управления UP опоры шасси убираются и фиксируются в этом положении. Концевые выключатели KB 5, KB 6 и KB 7, установленные в верхней части каждой опоры, размыкаются. В случае неисправности этого не происходит, и через замкнутые контакты реле Р 2 красный светосигнализатор **UNSAFE** светится, оказываясь подключённым к «корпусу». Зелёные светосигнализаторы при этом могут не светиться, если какая-либо опора не зафиксирована ни в одном крайнем положении.

Во всех случаях, когда шасси не выпущено полностью или не встало на замки, экипажу выдаётся также предупредительная сигнализация в виде сообщения жёлтого цвета «CHECK GEAR» (проверь шасси) в правой нижней части дисплея PFD и однократного звукового сигнала.

В том случае, когда шасси не выпущено, и РУД установлены в положение, соответствующее нагрузке двигателей менее 25 %, и/или закрылки находятся в выпущенном положении, выдаётся повторяющееся звуковое сообщение «GEAR RETRACTED» (шасси убрано). При получении этого сообщения необходимо незамедлительно выпустить шасси.

Кроме световой на самолёте предусмотрена звуковая сигнализация в том случае, если хотя бы одна из опор шасси не находится в зафиксированном выпущенном положении при положении РУД, соответствующем нагрузке двигателей около 20 % и менее. Для этого используются звуковой сигнализатор и сдвоенные микровыключатели, размещённые

внутри центрального пульта и входящие в конструкцию обоих РУД. В положении РУД, соответствующем этому режиму ( $\leq 20\%$ ), контакты микровыключателей замыкаются, и если не выпущены опоры шасси, то один из контактов звукового сигнализатора оказывается замкнутым на «корпус» и звучит сигнал тревоги.

Звуковой сигнал срабатывает также при замыкании контактов реле Р 3, если температура хотя бы одного авиадвигателя превышает  $260\text{ }^{\circ}\text{C}$ . При этом появляется аварийная сигнализация красного цвета в окне сигнализации командно-пилотажного индикатора PFD «LH/RH ENG FIRE». Биметаллические датчики перегрева установлены в верхней (горячей) части каждого двигателя.

После включения главного выключателя электрооборудования **ELECT. MASTER** включается электродвигатель насосной станции системы выпуска/уборки шасси на 5...20 с для восстановления давления в системе. Если гидронасос работает постоянно, то это является признаком неисправности системы, и необходимо прервать полёт.

## 2.7. Электрооборудование для управления закрылками

На самолёте применено электрическое управление положением закрылков, а также электрическая схема световой сигнализации их положения. В состав электрической цепи управления закрылками входят:

- трёхпозиционный переключатель положения закрылков, расположенный в нижней части приборной доски (поз. 12, на рис. 2);
- светосигнализаторы положения закрылков зелёного (**убраны**), жёлтого (**выпущены на  $20^{\circ}$** ) и белого (**выпущены на  $42^{\circ}$** ) цветов, расположенные рядом с переключателем. В промежуточных положениях одновременно светятся соответственно два сигнализатора;
- электродвигатель с редуктором, расположенный под левым пассажирским креслом;
- пять концевых микровыключателей с электронной схемой для обеспечения сигнализации и управления электродвигателем.

Электропитание устройства управления закрылками осуществляется постоянным током напряжением 28 В от правой основной шины с защитой через автомат защиты **FLAP** номиналом 5 А.

## 2.8. Электрооборудование противообледенительной системы

Самолёт оснащён противообледенительной системой, которая предотвращает отложение льда на передних кромках крыла, киля, горизонтального стабилизатора, воздушных винтов, а также на остеклении кабины пилотов. Противодействие образованию льда осуществляется путём подачи специальной жидкости на поверхности указанных передних кромок сквозь множество мелких отверстий (пор) на них, а также разбрызгивания этой жидкости на поверхности лопастей винтов и остекления кабины. Все устройства

противообледенительной системы соединены нейлоновыми шлангами, кроме трубопроводов для подачи жидкости на поверхности лопастей винтов, которые проведены вблизи авиадвигателей и выполнены из жаропрочного тефлона. Противообледенительное устройство остекления кабины является отдельной частью всей системы противодействия образованию льда и работает независимо, однако, имеет общий резервуар из полиамида для противообледенительной жидкости ёмкостью 30 л, расположенный в районе правого носового багажного отсека.

Кроме механической части, противообледенительная система содержит электрооборудование, включающее следующие устройства:

- блок управления, расположенный за приборной доской;
- пульт управления, расположенный на приборной доске пилотов справа. Внешний вид пульта представлен на рис. 20;
- датчик низкого уровня, расположенный в ёмкости для противообледенительной жидкости, для формирования предупредительного сообщения «DEICE LVL LO» на экране дисплея PFD. Это сообщение сигнализирует об остатке жидкости для работы в течение 45 мин;
- измеритель уровня жидкости для индикации на дисплее MFD на странице «SYSTEM» в разделе «DEICE FLUID»;
- три датчика слишком низкого и датчик слишком высокого давления жидкости для формирования предупредительных сообщений соответственно «DEIC PRES LO» и «DEIC PRES HI» на экране дисплея PFD. Датчики низкого давления расположены в системе трубопроводов левой и правой консолей крыла, а также киля и горизонтального стабилизатора. Сообщение «DEIC PRES HI» возникает в случае засорения сразу двух фильтров противообледенительной жидкости, расположенных в нижней задней части носовых багажных отсеков слева;
- секцию из двух главных насосов (PUMP), расположенную на поддоне в нижней задней части правого носового багажного отсека;
- два дополнительных насоса с электромагнитными клапанами для защиты от обледенения лобовой части остекления кабины (WIND SHIELD), расположенные на поддоне в нижней задней части левого носового багажного отсека. Активным может быть только один насос, тогда как другой является резервным. Электромагнитные клапаны защищают насосы от возможного попадания воздуха по окончании каждого пятисекундного сеанса их работы;
- лампы (Ice Light) для освещения передних кромок обеих консолей крыла, установленные на наружных поверхностях гондол авиадвигателей.

Питание данного электрооборудования противообледенительной системы осуществляется постоянным током напряжением 28 В от левой основной шины с защитой через автомат защиты **XFR PUMP/ DE-ICE** номиналом 10 А.

Управление всей противообледенительной системой, включая лампы для освещения передних кромок обеих консолей крыла, осуществляется с помощью пульта управления (см. рис. 20). На пульте расположены четыре переключателя, две кнопки и световые сигнализаторы.



Переключатель **OFF/NORM/HIGH** используется для управления главными насосами системы.



Рис. 20. Пульт управления противообледенительной системой

В положении «OFF» (отключено) основная часть противообледенительной системы отключена (противообледенительное устройство остекления кабины при этом может использоваться).

В положении «NORM» (нормально) функционируют оба насоса одновременно по циклу: 30 с – работа, 90 с – пауза. Светосигнализатор белого цвета свидетельствует о нормальной работе насосов. В этом режиме противообледенительной жидкости хватит приблизительно на 2,5 ч работы.

В положении «HIGH» (повышенный) непрерывно работает один из двух главных насосов. Какой из этих насосов будет работать, определяется положением переключателя **PUMP 1/PUMP 2**. Этот режим включается в условиях сильного обледенения при накоплении льда на передних кромках крыла, киля или горизонтального стабилизатора. Средний светосигнализатор жёлтого цвета свидетельствует о непрерывной работе насоса. В этом режиме противообледенительной жидкости хватит приблизительно на 1 ч работы. В этом режиме может быть включён режим максимальной защиты от обледенения с помощью кнопки **MAX**. Однократное нажатие кнопки **MAX** обеспечивает одновременную работу обоих главных насосов в течение двух минут с возможным повторением. Светящийся в это время верхний светосигнализатор жёлтого цвета свидетельствует о работе насосов в экстремальном режиме. При повторных нажатиях кнопки **MAX** противообледенительной жидкости хватит приблизительно на 0,5 ч работы.

В случае отказа в цепи электропитания левой основной шины в условиях обледенения главный насос № 2 противообледенительной системы может быть вручную подключён напрямую к правой основной шине с помощью переключателя **ALTERNATE** на пульте управления системы. Этот переключатель защищён планкой от случайного включения

(см. рис. 20). Цепь электропитания насоса № 2 защищена в этом случае плавким предохранителем номиналом 5 А. Такая работа возможна только в положении «HIGH» переключателя **OFF/NORM/HIGH**. При этом насос № 2 работает непрерывно не более одного часа, а кнопка **MAX** уже не действует.

Кнопка **WIND SHIELD** используется независимо от положения переключателя **OFF/NORM/HIGH** для включения одного из дополнительных насосов в случае необходимости защиты лобовой части остекления кабины от обледенения. Какой из этих двух насосов будет работать, определяется положением переключателя **PUMP 1/PUMP 2**. Короткое однократное нажатие кнопки включает выбранный насос на 5 с. В течение этого времени противообледенительная жидкость впрыскивается на лобовую часть остекления кабины через множество отверстий в специальной трубке, расположенной перед стеклом. Длительное нажатие на эту кнопку позволяет удалить воздух, случайно попавший в противообледенительную систему.

Переключатель **OFF/ICE LIGHT/ANNUN TEST** используется для включения обеих ламп (Ice Light), предназначенных для освещения передних кромок консолей крыла при плохой видимости. Положение «ANNUN TEST» этого переключателя используется для проверки сигнализации работоспособности противообледенительной системы. При таком тестировании в окне сигнализации пилотажно-командного индикатора PFD на 2 мин появляется предупредительное сообщение «DEIC PRES LO» жёлтого цвета и звучит однократный звуковой сигнал. Это положение переключателя может быть использовано для проверки остатка противообледенительной жидкости. Если уровень этой жидкости меньше 10 л, то появляется аналогичная предупредительная сигнализация «DEICE LVL LO».

Перед полётом необходимо проверить уровень противообледенительной жидкости в ёмкости, свечение ламп освещения передних кромок консолей крыла, проверить работоспособность предупредительной сигнализации включением режима «ANNUN TEST», работоспособность основной части противообледенительной системы в режиме «HIGH», а также работоспособность противообледенительного устройства остекления кабины с обоими насосами PAMP 1 и PAMP 2.

Перед полётом или в полёте противообледенительная система включается в случае необходимости при появлении признаков образования льда.

## 2.9. Электрооборудование топливной системы

В топливной системе самолёта используются электрические датчики температуры топлива, количества оставшегося топлива в основных ёмкостях, датчик низкого уровня топлива в основных и дополнительных ёмкостях. Эти датчики используются для индикации состояния топливной системы в окне сигнализации на пилотажно-командном индикаторе PFD и представления экипажу информации о температуре, о расходе и об остатке

топлива в левой части многофункционального индикатора MFD интегрированного комплекса G 1000 на странице «FUEL» в секторе «FUEL». Указанные электрические датчики подключены к микропроцессорному электронному блоку контроля GEA 71 и вместе с ним получают питание постоянным током напряжением 28 В от левой основной шины с защитой через автомат защиты **ENG INST** номиналом 5 А.

Кроме того, электрооборудование топливной системы содержит электрические насосы для перекачки топлива в основные баки из дополнительных ёмкостей. Насосы включаются пилотом вручную одновременно двумя выключателями, расположенными на центральном пульте между спинками кресел пилотов. Во время работы насосов в окне сигнализации индикатора PFD появляется уведомляющее сообщение «L/R FUEL XFER». Во избежание переполнения топливные насосы выключаются автоматически с помощью датчиков максимального уровня топлива.

Питание данного электрооборудования топливной системы осуществляется постоянным током напряжением 28 В от левой основной шины с защитой через автомат защиты **XFR PUMP/ DE-ICE** номиналом 10 А.

## 2.10. Электрооборудование ручного управления рулём высоты

С целью обеспечения безопасности полётов, в частности для ограничения верхнего предела движения руля высоты в случае попытки набора высоты при малой нагрузке двигателей и посадочном положении закрылков, используется электрически управляемое тормозное устройство. Верхний предел руля высоты при этом равен 13° при снижении нагрузки обоих двигателей до  $\approx 20\%$  и ниже, что определяется положением обоих РУД с помощью двух концевых выключателей. При срабатывании данного устройства появляется предупредительное сообщение жёлтого цвета «STICK LIMIT» в окне сигнализации на пилотажно-командном индикаторе PFD. Ограничение движения ручки управления «на себя» при установлении РУД в режим «малый газ» проверяется перед запуском авиадвигателей.

Электропитание устройства ограничения движения руля высоты осуществляется постоянным током напряжения 28 В от левой основной шины с защитой через автомат защиты **GEAR WRN/ ELEV. LIMIT** номиналом 5 А.

В самолёте предусмотрено ручное, в том числе и электрическое триммирование руля высоты (MET). Электрическое триммирование руля высоты встроено в систему автоматизации пилотирования и включается вместе с ней автоматом защиты **AUTO PILOT** номиналом  $7\frac{1}{2}$  А от шины БРЭО. Ручное электрическое триммирование может производиться с помощью спаренных нажимных переключателей, установленных на ручке управления левого пилота. Перед взлётом необходимо убедиться, что переключатели находятся в нейтральном (среднем) положении.

## **2.11. Металлизация фюзеляжа и защита от электрических разрядов**

Специальная система металлизации фюзеляжа и защиты от электрических разрядов, в том числе и от разрядов молний, необходима ввиду того, что композитный материал, из которого построен фюзеляж самолёта, не проводит электричества. Все металлические компоненты и устройства самолёта, «противовесы» антенн и корпуса электронных блоков объединены электрически с помощью множества металлических пластин, труб, полос и шин, которые образуют электрический каркас («корпус») самолёта. Это устройство подключено к отрицательному полюсу системы электроснабжения самолёта.

Кроме того, непроводящая композитная поверхность самолёта покрыта специальным проводящим напылением, по которому могут стекать электростатические заряды во время полёта. Токи опасного статического электричества стекают через семь металлических разрядников, расположенных на законцовках консолей крыла (по 2 шт.), на законцовках стабилизатора (2 шт.) и на руле направления. Целостность разрядников проверяется во время предполётного осмотра самолёта.

## **2.12. Электрическая регулировка расположения педалей**

На некоторых самолётах DA 42 могут устанавливаться устройства регулировки положения педалей с электрическим приводом и управлением. Положение педалей левого и правого пилотов может устанавливаться отдельно для обеспечения их комфорта в зависимости от длины ног. Для продольного перемещения педалей используется электродвигатель, червячная механическая передача и шток. Они вмонтированы в конструкцию блока педалей. Переключатели на три положения для перемещения вперед, назад и выключения электродвигателя расположены на передней стороне кресел пилотов под сиденьями. Электродвигатели питаются от бортовой сети постоянного тока напряжением 28 В и защищены автоматом защиты номиналом 3 А, расположенными рядом с переключателями.

## ТЕСТЫ

*Автор обращает внимание на то, что предлагаемые тестовые ответы могут содержать как один, так и несколько правильных ответов.*

### Тема 1

1. Какие системы электроснабжения используются на самолёте DA 42?
  - а) электросистема однофазного переменного тока;
  - б) электросистема постоянного тока;
  - в) электросистема трёхфазного переменного тока;
  - г) совокупность систем постоянного и переменного тока.
2. Какие источники электроэнергии используются в полёте при нормальных условиях эксплуатации?
  - а) только генераторы (Alternator);
  - б) только аккумуляторная батарея;
  - в) только генератор левого двигателя;
  - г) только генератор правого двигателя.
3. Какие источники электроэнергии используются в аварийной ситуации – отказ левого двигателя?
  - а) только аккумуляторная батарея;
  - б) только генератор правого двигателя;
  - в) генератор правого двигателя и аккумулятор;
  - г) батарея возбуждения (Excitation Battery).
4. Каково номинальное значение напряжения главной аккумуляторной батареи?
  - а) 21 В;
  - б) 24 В;
  - в) 27 В;
  - г) 28 В.
5. Какова номинальная ёмкость главной аккумуляторной батареи?
  - а) 10 А·ч;
  - б) 11 А·ч;
  - в) 12 А·ч;
  - г) 13 А·ч.
6. В каком случае включается электрическая батарея для электропитания резервного авиагоризонта?
  - а) при разряде главной аккумуляторной батареи;
  - б) при отказе генератора левого двигателя;

- в) при отказе обоих генераторов и главной аккумуляторной батареи;
  - г) при отказе обоих генераторов.
7. Каково максимальное время работы резервного авиагоризонта от резервной электрической батареи?
- а) 30 мин;
  - б) 1 ч;
  - в) 1,5 ч;
  - г) 2 ч.
8. Какой тип генераторов электрического тока применён в электросистеме самолёта?
- а) генераторы постоянного тока;
  - б) генераторы переменного тока;
  - в) генераторы переменного тока с встроенными выпрямителями;
  - г) генераторы постоянного тока с встроенными преобразователями.
9. Каково номинальное значение электрического напряжения генераторов, установленных на самолёте?
- а) 21 В;
  - б) 24 В;
  - в) 27 В;
  - г) 28 В.
10. Каково номинальное значение выходного тока каждого генератора?
- а) 30 А;
  - б) 60 А;
  - в) 80 А;
  - г) 90 А.
11. Как защищены генераторы от перегрузки?
- а) плавкими предохранителями;
  - б) автоматами защиты номиналом 90 А;
  - в) автоматами защиты номиналом 70 А;
  - г) автоматами защиты номиналом 60 А.
12. Каково назначение аккумуляторной батареи возбуждения (Excitation Battery)?
- а) внешнее возбуждение стартеров;
  - б) резервное электропитание авиагоризонта;
  - в) резервное электропитание электронных блоков управления двигателями (ECU);
  - г) резервное электропитание обмоток возбуждения генераторов.
13. Каково результирующее напряжение аккумуляторной батареи возбуждения (Excitation Battery)?
- а) 12 В;
  - б) 24 В;
  - в) 27 В;
  - г) 28 В.

14. Каково назначение индукционных датчиков, подключённых к выходным шинам генераторов?

- а) для обеспечения стабильности выходного напряжения генераторов;
- б) для обеспечения стабильности выходного тока генераторов;
- в) для измерения и последующего контроля величины тока генераторов;
- г) для измерения и последующего контроля величины напряжения на выходе генераторов.

15. Каково назначение блоков управления генераторами?

- а) стабилизация величины выходных токов генераторов;
- б) стабилизация температуры внутри генераторов во избежание перегрева;
- в) стабилизация электрического напряжения генераторов;
- г) выравнивание (балансировка) выходных токов генераторов.

16. Каким выключателем подключается главная аккумуляторная батарея к электро-системе самолёта?

- а) **AV MASTER;**
- б) **LEFT ENGINE MASTER;**
- в) **ELECT. MASTER;**
- г) **RIGHT ENGINE MASTER.**

17. Каково назначение аварийной аккумуляторной шины?

- а) электропитание пульта управления радиомаяка системы КОСПАС-SARSAT;
- б) электропитание лампы подсвета карты;
- в) электропитание заливающего освещения приборной доски;
- г) электропитание резервного авиагоризонта и подсвет приборов.

18. Для чего предназначена аккумуляторная шина?

- а) для подачи электропитания потребителям левой основной шины;
- б) для подачи электропитания к электронным блокам управления двигателей;
- в) для подачи электропитания стартерам авиадвигателей;
- г) для подачи электрического напряжения к левой и правой основным шинам.

19. Как защищена от перегрузок аккумуляторная шина?

- а) плавким предохранителем номиналом 10 А;
- б) автоматом защиты номиналом 30 А;
- в) автоматом защиты номиналом 70 А;
- г) автоматом защиты номиналом 90 А.

20. Каково назначение десяти резервных электрических батарей, расположенных за приборной доской?

- а) для электропитания радиостанции COM1;
- б) для электропитания радиомаяка системы КОСПАС-SARSAT;
- в) для электропитания резервного авиагоризонта;
- г) для электропитания заливающего освещения приборной доски.

21. От чего заряжается главная аккумуляторная батарея?
  - а) от внешнего источника аэродромного электропитания;
  - б) только от левого или только от правого генератора;
  - в) от обоих генераторов;
  - г) от специальной батареи возбуждения.
22. Какие источники используются для обеспечения работы авиадвигателей при полном отказе электросистемы?
  - а) аккумуляторная батарея возбуждения (Excitation Battery);
  - б) электрическая батарея за приборной доской;
  - в) аккумуляторные батареи в левом и правом носовых багажных отсеках для питания электронных блоков управления двигателями;
  - г) источник внешнего аэродромного питания.
23. Каково максимальное время работы авиадвигателей при полном отказе электро-системы?
  - а) 30 мин;
  - б) 1 ч;
  - в) 1,5 ч;
  - г) 2 ч.
24. По какому параметру производится выравнивание (балансирование) выходных токов обоих генераторов?
  - а) по величине выходных токов;
  - б) по величине электрических напряжений на выходе генераторов;
  - в) по частоте оборотов вала;
  - г) по температуре внутри генераторов.
25. Каким образом экипаж оповещается об отказе генератора(ов)?
  - а) с помощью однократной звуковой сигнализации;
  - б) с помощью световой сигнализации (мигание) на странице «SYSTEM» в разделе «ELECTRICAL» на MFD;
  - в) с помощью красного светосигнализатора (мигание) «WARNING» на PFD;
  - г) с помощью аварийного сообщения «L/R ALTN FAIL» в окне сообщений на PFD.
26. Какие из перечисленных потребителей подключены к аварийной шине?
  - а) пульт управления ELT;
  - б) резервный авиагоризонт;
  - в) источник заливающего освещения Flood;
  - г) лампа для подсвета карты (MAP light).
27. Какие из перечисленных потребителей подключены к шине AVIONIC BUS?
  - а) COM 1;
  - б) COM 2;
  - в) AHRS;
  - г) AUDIO.



28. Что означает предупредительное сообщение на дисплее PFD «L ALTN FAIL»?
  - а) отказ стартера левого двигателя;
  - б) отказ блока управления (ECU) левого двигателя;
  - в) отказ генератора левого двигателя;
  - г) отказ генератора правого двигателя.
29. Что означает аварийное сообщение «L STARTER»?
  - а) отказ стартера левого двигателя;
  - б) недостаточное напряжение для работы стартера;
  - в) запуск стартера при незапущенном двигателе;
  - г) запуск стартера при работающем двигателе.
30. Что означает предупредительное сообщение «R VOLTS LOW»?
  - а) электрическое напряжение правой основной шины меньше 28 В;
  - б) электрическое напряжение в цепи стартера правого двигателя меньше 24 В;
  - в) электрическое напряжение левой основной шины меньше 28 В;
  - г) электрическое напряжение правой основной шины меньше 25 В.
31. Каково назначение левой основной шины постоянного тока (LH MAIN BUS)?
  - а) для подачи напряжения к стартеру левого двигателя;
  - б) для подачи напряжения к своим потребителям;
  - в) для подключения к генератору левого двигателя;
  - г) для подключения к генератору правого двигателя.
32. Какие из перечисленных потребителей подключены к левой основной шине постоянного тока?
  - а) COM1;
  - б) PFD;
  - в) MFD;
  - г) XPDR.
33. Какие из перечисленных потребителей подключены к правой основной шине постоянного тока?
  - а) PFD;
  - б) MFD;
  - в) STALL WRN;
  - г) ADF.
34. Как производится включение генераторов – основных источников постоянного тока?
  - а) переключателем **AUTO-SWAP**;
  - б) переключателем **ELECT. MASTER**;
  - в) переключателем **AV MASTER**;
  - г) переключателем **ALTERNATOR**.
35. Как производится контроль работоспособности генераторов?
  - а) появление сообщения «L/R ALTN FAIL»;
  - б) по величине тока в разделе «ELECTRICAL»;
  - в) появление сообщения «L/R GLOW ON»;

г) появление сообщения «L/R ALTN AMPS».

36. Какова полярность напряжения, подаваемого через контакты разъёма аэродромного питания?

- а) большой контакт «минус»;
- б) большой контакт «плюс»;
- в) малый контакт «минус»;
- г) малый контакт «плюс».

37. Каково напряжение источника аэродромного электропитания?

- а) 24 В;
- б) 26 В;
- в) 27 В;
- г) 28 В.

38. Что означает уведомляющее сообщение «PFD FAN FAIL»?

- а) отказ дисплея PFD;
- б) отключение автомата защиты **AV/CDU/FAN**;
- в) отказ клавиатуры дисплея PFD;
- г) отказ вентилятора дисплея PFD.

39. Что означает уведомляющее сообщение «MFD FAN FAIL»?

- а) отключение автомата защиты **AV/CDU/FAN**;
- б) отказ дисплея MFD;
- в) отказ вентилятора дисплея MFD;
- г) отказ клавиатуры дисплея MFD.

## Тема 2

1. Какие источники электроэнергии используются при запуске двигателя?

- а) батарея возбуждения (Excitation Battery);
- б) для левого двигателя – левый генератор, а для правого двигателя – правый генератор;
- в) аккумуляторная батарея;
- г) только левый генератор (генератор левого двигателя);

2. Какие из перечисленных предупредительных сообщений свидетельствуют о неправильной работе противообледенительной системы?

- а) «L/R COOL LVL»;
- б) «DEICE LVL LO»;
- в) «DEICE PRES HI»;
- г) «DEICE PRES LO».

3. Какая информация о топливе предоставляется экипажу?

- а) о температуре;
- б) о плотности;
- в) о количестве;
- г) о расходе.

4. Когда включается посадочная фара (Landing Light)?
  - а) для проверки перед рулением;
  - б) при взлёте;
  - в) при посадке;
  - г) при рулении.
5. Когда включаются проблесковые огни (Strobe)?
  - а) перед запуском двигателей;
  - б) после запуска двигателей;
  - в) в полёте ночью;
  - г) при ухудшении видимости.
6. Когда включается рулëжная фара?
  - а) при разбеге и взлёте;
  - б) при посадке;
  - в) при рулении;
  - г) после запуска двигателей.
7. Каково значение напряжения постоянного тока, подаваемого к стартëрам двигателей?
  - а) 28 В;
  - б) 27 В;
  - в) 25 В;
  - г) 24 В.
8. Что означает уведомляющее сообщение «L GLOW ON»?
  - а) включены «свечи» накаливания правого двигателя;
  - б) включён стартёр левого двигателя;
  - в) включены «свечи» накаливания левого двигателя;
  - г) температура топлива левого двигателя превышает 75°C.
9. Каково максимально-допустимое время непрерывной работы стартëра?
  - а) 7 с;
  - б) 9 с;
  - в) 10 с;
  - г) 1 мин.
10. Каково максимально-допустимое число попыток запуска двигателя стартëром?
  - а) 1 раз;
  - б) 3 раза;
  - в) 6 раз;
  - г) 9 раз.
11. При какой температуре двигателей формируется аварийный сигнал «LH/RH ENG FIRE»?
  - а) 200 °C;
  - б) 260 °C;
  - в) 300 °C;
  - г) 360 °C.

## БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Генделевич, А. М. Электрооборудование воздушных судов : учеб. пособие : в 2 ч. Часть 1. – Ульяновск : УВАУ ГА, 2003. – 123 с.
2. Генделевич, А. М. Электрооборудование воздушных судов : учеб. пособие в 2 ч. Часть 2. – Ульяновск : УВАУ ГА, 2004. – 125 с.
3. Руководство по лётной эксплуатации самолёта DA 42. – Ульяновск : УВАУ ГА, 2009.
4. Руководство по технической эксплуатации самолёта DA 42.

Учебное пособие

ЛУШНИКОВ  
АЛЕКСАНДР СТЕПАНОВИЧ

ЭЛЕКТРООБОРУДОВАНИЕ САМОЛЁТА DA 42  
И ЕГО ЛЁТНАЯ ЭКСПЛУАТАЦИЯ

ISBN 978-5-7514-0159-7

*Компьютерная вёрстка И.А. Ерёмина*  
*Разработчик электронного учебника Н.В. Цысс*

---

Подписано в печать      2010. Формат 60×90/8. Бумага офсетная.  
Печать офсетная. Усл. печ. л. 5,63. Уч.-изд. л. 3,56.  
Тираж      Заказ

---

РИО и типография УВАУ ГА(И). 432071, Ульяновск, ул. Можайского, 8/8