

РАЗДЕЛ 7 ОПИСАНИЕ САМОЛЕТА И ЕГО СИСТЕМ

7.1	ВВЕДЕНИЕ.....	7-3
7.2	ПЛАНЕР	7-3
7.3	ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ	7-4
7.4	ГЛАВНАЯ ПРИБОРНАЯ ПАНЕЛЬ	7-11
7.5	ШАССИ.....	7-14
7.6	КРЕСЛА И ПРИВЯЗНЫЕ РЕМНИ	7-20
7.7	БАГАЖНЫЕ ОТСЕКИ.....	7-22
7.8	ФОНАРЬ, ЗАДНЯЯ ДВЕРЬ, ИНТЕРЬЕР КАБИНЫ.....	7-22
7.9	СИЛОВАЯ УСТАНОВКА.....	7-24
	7.9.1 ДВИГАТЕЛИ. ОБЩАЯ ИНФОРМАЦИЯ.....	7-24
	7.9.2 ВОЗДУШНЫЙ ВИНТ	7-25
	7.9.3 ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ.....	7-28
	7.9.4 ПРИБОРЫ КОНТРОЛЯ ДВИГАТЕЛЯ	7-32
	7.9.5 ТОПЛИВНАЯ СИСТЕМА	7-34
	7.9.6 СИСТЕМА ОХЛАЖДЕНИЯ	7-46
	7.9.7 МАСЛОСИСТЕМЫ	7-47
	7.9.8 СИСТЕМА ТУРБОНАДДУВА	7-48
	7.9.9 СИСТЕМА ОБНАРУЖЕНИЯ ПОЖАРА.....	7-49
7.10	ЭЛЕКТРИЧЕСКАЯ СИСТЕМА	7-50
	7.10.1 ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ	7-52
	7.10.2 ЭЛЕКТРОННЫЙ БЛОК УПРАВЛЕНИЯ ДВИГАТЕЛЕМ (ЕЕСУ)	7-58
	7.10.3 АВАРИЙНАЯ, ПРЕДУПРЕДИТЕЛЬНАЯ И УВЕДОМЛЯЮЩАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ.....	7-60
7.11	СИСТЕМА ИЗМЕРЕНИЯ ПОЛНОГО И СТАТИЧЕСКОГО ДАВЛЕНИЯ	7-66
7.12	СИСТЕМА ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ О СВАЛИВАНИИ	7-66
7.13	КОМПЛЕКСНАЯ СИСТЕМА ПИЛОТАЖНОГО ОБОРУДОВАНИЯ GARMIN G1000	7-67

7.13.1 ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ	7-67
7.13.2 ОСНОВНОЙ ПИЛОТАЖНЫЙ ИНДИКАТОР (PFD).....	7-68
7.13.3 МНОГОФУНКЦИОНАЛЬНЫЙ ИНДИКАТОР (MFD).....	7-70
7.13.4 ПУЛЬТ УПРАВЛЕНИЯ ЗВУКОВОЙ СИГНАЛИЗАЦИЕЙ	7-71
7.13.5 КУРСОВЕРТИКАЛЬ (AHRS)	7-71
7.13.6 ВЫЧИСЛИТЕЛЬ ВОЗДУШНЫХ ПАРАМЕТРОВ (ADC).....	7-71
7.14 БОРТОВОЕ РАДИОЭЛЕКТРОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ	7-72
7.14.1 СИСТЕМА АВТОПИЛОТА	7-72
7.14.2 АВАРИЙНАЯ, ПРЕДУПРЕДИТЕЛЬНАЯ И УВЕДОМЛЯЮЩАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ СИСТЕМЫ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ ПОЛЕТОМ	7-77

7.1 ВВЕДЕНИЕ

В разделе 7 приводится описание самолета и его систем, а также указания по эксплуатации.

Подробную информацию о дополнительном оборудовании см. в разделе 9.

7.2 ПЛАНЕР

Фюзеляж

Фюзеляж типа «полумонокок» выполнен из пластмассы, армированной углеволокном, (углепластика) методом литья в форму. Центроплан крепится к фюзеляжу болтами. Центроплан включает в себя два главных лонжерона и обе гондолы. Два главных лонжерона изготовлены из углепластика. двигательный отсек в каждой гондole изолирован от остальных частей самолета противопожарной перегородкой. Противопожарный защитный слой на противопожарной перегородке состоит из специальных листов, закрытых на стороне двигателя облицовкой из нержавеющей стали.

Крылья

Конструкция крыльев включает в себя передний и задний лонжероны; каждое крыло имеет верхнюю обшивку и нижнюю обшивку; Все крыло имеет отказобезопасную конструкцию. Крылья, а также элероны и закрылки изготовлены из пластмассы, армированной стекловолокном, (стеклопластика)/углепластика, и имеют многослойную конструкцию с наполнителем. В каждом крыле установлен алюминиевый топливный бак.

Оперение

Самолет имеет Т-образное хвостовое оперение конструкции «полумонокок» из стеклопластика/углепластика. Оба стабилизатора имеют двойные лонжероны. Руль направления и руль высоты имеют многослойную конструкцию с наполнителем.

7.3 ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ

Элероны, руль высоты и закрылки приводятся в действие тягами управления, руль направления – тросами. Закрылки оснащены электроприводом. Усилия на руле высоты можно балансировать при помощи триммера руля высоты, который приводится в действие тросом в боуденовской оболочке. Усилия на руле направления можно балансировать при помощи триммера руля направления, который также приводится в действие тросом в боуденовской оболочке.

Элероны

Конструктивное исполнение: Многослойная конструкция из композитных материалов (стеклопластик/углепластик) с наполнителем.

Узлы навески: Имеется 4 узла навески, которые установлены на шпильках в алюминиевом кронштейне. Узлы крепятся на месте при помощи цилиндрического штифта. Отсутствие цилиндрического штифта может привести к выпадению шпильки и нарушению безопасности полета.

Монтаж: Торцевой подшипник тяги ввинчен в стальную тягу-толкатель и зафиксирован при помощи зажимной гайки, которая, в свою очередь, зафиксирована контрольным лаком. Нарушение лакового слоя может указывать на поворот гайки и нарушение в результате этого регулировки. Торцевой подшипник тяги крепится к аэродинамическому компенсатору болтом, гайка которого также зафиксирована контрольным лаком.

Алюминиевый аэродинамический компенсатор крепится к элерону 3 болтами.

Закрылки

Закрылки состоят из двух частей. Внутренняя часть закрылка прикреплена к центроплану, а наружная часть – к крылу. Обе части соединяются друг с другом, образуя плотное соединение.

Конструктивное исполнение: Многослойная конструкция из композитных материалов (стеклопластик/углепластик) с наполнителем.

Узлы навески: 6 узлов навески на наружной части и 4 узла навески на внутренней части закрылка. Узлы навески установлены на шпильках в алюминиевом кронштейне. Узлы крепятся на месте при помощи цилиндрического штифта. Отсутствие цилиндрического штифта может привести к выпадению шпильки и нарушению безопасности полета.

Монтаж: Каждая часть закрылка соединяется с рычагом управления закрылками через тяги-толкатели системы управления закрылками. Торцевой подшипник тяги ввинчен в стальную тягу-толкатель и зафиксирован при помощи зажимной гайки, которая, в свою очередь, зафиксирована контровочным лаком. Нарушение лакового слоя может указывать на поворот гайки и нарушение в результате этого регулировки. Торцевой подшипник тяги крепится к аэродинамическому компенсатору болтом, гайка которого также зафиксирована контровочным лаком.

Каждый аэродинамический компенсатор закрылка крепится к части закрылка 3 болтами.

Закрылки приводятся в действие электродвигателем и имеют 3 положения:

- крейсерский полет (UP) (полностью убраны),
- заход на посадку (APP) и
- посадка (LDG).

Для управления закрылками используется 3-позиционный переключатель управления закрылками, расположенный на главной приборной панели. Положения переключателя соответствуют положениям закрылков, при этом положение крейсерского полета располагается вверху. При установке переключателя в другое положение закрылки автоматически приводятся в положение, заданное переключателем управления. В положении крейсерского полета и посадочном положении в качестве средства дополнительной защиты установлены концевые выключатели, не допускающие выхода закрылков за конечные положения.

Электрический привод закрылков оснащен автоматическим выключателем, который также можно привести в действие вручную.

Индикатор положения закрылков:

Для индикации текущего положения закрылков используются три лампы, расположенные рядом с рычагом управления закрылками.

Верхняя лампа (зеленая) загорается при установке закрылков в положение крейсерского полета (UP);

центральная лампа (белая) загорается при установке закрылков в положение захода на посадку (APP);

нижняя лампа (белая) загорается при установке закрылков в посадочное положение (LDG).

Одновременное загорание двух ламп означает, что закрылки находятся в положении, промежуточном между двумя указанными. Такая индикация возможна только во время движения закрылков.

Руль высоты

Конструктивное исполнение: Многослойная конструкция из стеклопластика с наполнителем.

Узлы навески: 5 шт.

Монтаж: Стальные тяги-толкатели;

Два подшипника качалки, расположенные рядом с нижним узлом навески руля направления, доступны для визуального осмотра. Аэродинамический компенсатор руля высоты и его подшипник, а также соединение с тягой-толкателем в верхней части руля направления доступны для визуального осмотра.

Переменный ограничитель руля высоты:

Самолет DA 42 NG оснащен электрическим исполнительным механизмом, который ограничивает перемещение руля высоты вверх величиной 13° , как только мощность обоих двигателей превышает приблизительно 20% (установка мощности для захода на посадку). Это на $2,5^\circ$ меньше полного отклонения закрылков, равного $15,5^\circ$.

Исполнительный механизм с линейной характеристикой работает в качестве переменного упора и управляется при помощи двух выключателей, по одному для каждого рычага управления двигателем. При уменьшении мощности одного двигателя до уровня приблизительно 20% возможность полного отклонения руля высоты восстанавливается.

В случае неисправности для информирования пилота на индикаторе комплекса G1000 загорается сигнализатор янтарного цвета (ПРЕДУПРЕДИТЕЛЬНЫЙ). Сигнализатор загорается в том случае, если переменный ограничитель не срабатывает при наличии соответствующих условий (двигатели включены) или продолжает ограничивать ход руля высоты при отсутствии условий срабатывания (двигатели выключены).

Руль направления

Конструктивное исполнение: Многослойная конструкция из стеклопластика с наполнителем.

Узлы навески:

Верхний узел навески: Один болт.

Нижний узел навески: Несущий кронштейн с ограничителями руля направления, крепится при помощи 4 болтов к задней стенке вертикального стабилизатора. Ответной частью руля направления является кронштейн, который крепится к рулю направления 2 болтами. Болты и гайки доступны для визуального осмотра.

Монтаж:

Стальные тросы, рымы которых крепятся к болтам на кронштейне.

Триммер руля высоты

Для управления триммером используется колесо черного цвета, расположенное на центральной панели сзади от рычага управления двигателем. Для защиты от чрезмерного триммирования колесо управления триммером оснащено фрикционным устройством. Взлетное положение (T/O) обозначено на колесе соответствующей меткой.

Вращение колеса вперед = пикирующий момент

Вращение колеса назад = кабрирующий момент

Триммер руля направления

Для управления триммером используется колесо черного цвета, расположенное под главной приборной панелью. Центральное положение и направление вращения показаны соответствующей меткой на колесе.

Вращение колеса вправо = поворот вправо

Вращение колеса влево = поворот влево

Регулировка педалей

ПРИМЕЧАНИЕ

Регулировка педалей возможна только на земле.

Для разблокирования педалей потянуть черную ручку, расположенную за задним узлом крепления.

Смещение вперед:

Потянув и удерживая ручку, отжать педали ногами в переднем направлении. Отпустить ручку, дождаться фиксации педалей.

Смещение назад:

Пользуясь ручкой разблокирования, переместить педали назад в нужное положение. Отпустить ручку, отжать педали ногами в переднем направлении до фиксации педалей.

Электрическая регулировка положения педалей (по дополнительному заказу, OAM 42-070)

ПРИМЕЧАНИЕ

Регулировка педалей возможна только на земле.

Для регулировки педалей используется кулисный переключатель, расположенный на задней стенке ниши для ног. Соответствующий предохранитель расположен за переключателем.

Смещение вперед:

Для смещения педалей вперед нажать на нижнюю часть переключателя. После приведения педалей в нужное положение отпустить переключатель.

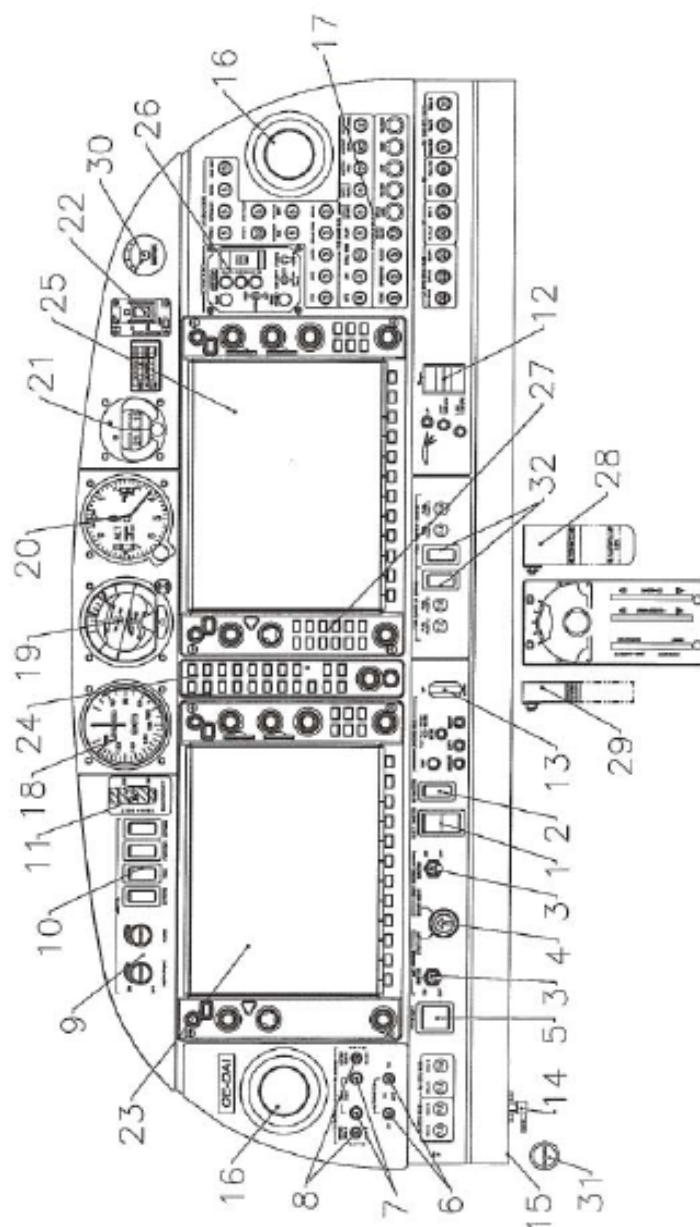
Смещение назад:

Для смещения педалей назад нажать на верхнюю часть переключателя. После приведения педалей в нужное положение отпустить переключатель.

Фиксация:

После отпущения переключатель автоматически переходит в положение «выключено», при этом педали фиксируются в установленном положении.

7.4 ГЛАВНАЯ ПРИБОРНАЯ ПАНЕЛЬ



Основные приборы и органы управления

1	Главный выключатель электрооборудования	17	Предохранители*
2	Главный выключатель БРЭО	18	Резервный указатель воздушной скорости
3	Главные выключатели двигателей	19	Резервный авиагоризонт
4	Выключатель запуска двигателей	20	Резервный высотомер
5	Выключатель обогрева ПВД/ системы предупреждения о сваливании	21	Аварийный компас
6	Выключатели генераторов постоянного тока	22	Блок управления аварийным приводным передатчиком
7	Кнопки проверки блока управления двигателем	23	Основной пилотажный индикатор (PFD)
8	Переключатели VOTER (переключатели блоков управления двигателем)	24	Усилитель звуковой частоты / устройство внутренней связи / маркерный приемник
9	Поворотные кнопки управления подсветкой приборов и заливающим освещением	25	Многофункциональный индикатор (MFD)
10	Выключатели освещения	26	Панель управления противо-обледенительной системой
11	Аварийный выключатель	27	Блок управления автопилотом
12	Переключатель управления закрылками	28	Рычаг резервной подачи воздуха
13	Переключатель шасси	29	Рычаг аварийного выпуска шасси
14	Кран резервного приемника статического давления	30	Индикатор давления кислорода
15	Гнездо микрофона	31	Ручка управления подачей кислорода
16	Вентиляционные сопла	32	Переключатели топливных насосов

*) Обозначения и расшифровка сокращений предохранителей приводятся в разделе 1.5 «ОПРЕДЕЛЕНИЯ И АББРЕВИАТУРЫ».

ПРИМЕЧАНИЕ

На рисунке на предыдущей странице показано типовое расположение оборудования на панели самолета DA 42 NG. Фактическое расположение может отличаться от показанного на рисунке и зависит от утвержденной версии оборудования.

Вентиляция кабины

Для вентиляции передней части кабины используются сферические вентиляционные сопла (16), расположенные на главной приборной панели. Кроме того, предусмотрены сферические сопла, расположенные с левой и правой стороны на дуге безопасности рядом с передними креслами, а также на центральной консоли над головами пассажиров. Сферические сопла открываются и закрываются вращением.

7.5 ШАССИ

Самолет оснащен полностью убирающимся трехопорным шасси с гидравлическим приводом. Опоры шасси оснащены масляно-пневматическими амортизаторами.

Давление в гидросистеме для выпуска и уборки шасси обеспечивается гидравлическим насосом с электроприводом, который приводится в действие реле-сигнализатором давления при падении давления в системе до нижнего уровня. Давление в гидросистеме, необходимое для движения шасси, обеспечивается гидрораспределителями с электроприводом, которые приводятся в действие переключателем управления шасси. Переключатель управления шасси расположен на главной приборной панели. Перед установкой переключателя в положение UP (убрано) или DOWN (выпущено) его необходимо вытянуть на себя. Выпуск шасси обычно занимает 6-10 с.

При уборке колеса основных опор шасси убираются в направлении фюзеляжа в нишу в центроплане, носовой опоры – вперед в нишу в носовой части фюзеляжа. Шасси удерживаются в убранном положении давлением в гидросистеме, которое воздействует на исполнительные механизмы шасси. Имеется газовый баллон, в котором содержится газ под давлением, работающий в качестве аккумулятора. Баллон поддерживает постоянное давление в системе, возмещая объем рабочей среды, уменьшающийся в результате нормальной утечки из исполнительного механизма. Это позволяет исключить постоянный пуск гидравлического насоса в полете.

При выпуске шасси и постановке его на замки выпущенного положения в дополнение к гидросистеме задействуются пружины. После выпуска шасси и его постановки на замки пружины создают прижимное усилие, удерживающее замки шасси до их разблокирования гидросистемой.

Над переключателем шасси расположены три зеленых лампы, загорание которых сигнализирует, что соответствующие опоры шасси выпущены и встали на замки. При нахождении шасси в промежуточном положении (не убрано или не выпущено полностью) загорается красный сигнализатор на главной приборной панели.

Если один из рычагов управления двигателем при уборке шасси установлен в положение мощности менее 25%, подается звуковой сигнал, предупреждающий пилота об уборке шасси. Дополнительно на основном пилотажном индикаторе (PFD) загорается предупредительный сигнализатор CHECK GEAR (проверь шасси) (если он установлен). Те же предупредительные сигналы подаются при уборке шасси, если закрылки установлены в положение LDG (посадка) (полностью выпущены).

Для проверки сигнализации шасси (см. раздел 4А.6.1 «ПРЕДПОЛЕТНАЯ ПРОВЕРКА») нажать кнопку проверки, расположенную рядом с переключателем управления шасси. При этом должен подаваться звуковой предупредительный сигнал.

ВНИМАНИЕ

Если звуковой сигнал не подается, необходимо провести внеплановое техническое обслуживание.

Чтобы исключить случайную уборку шасси на земле, предусмотрен электрический переключатель блокировки уборки шасси при обжатии стоек, который блокирует работу гидрораспределителя при установке переключателя шасси в положение UP (убрано), если главный выключатель находится во включенном положении.

После взлета шасси необходимо убрать до достижения воздушной скорости 152 узла (приборная). Выпуск шасси возможен на любой скорости до 188 узлов (приборная).

В случае отказа системы управления шасси предусмотрена возможность его выпуска в ручном режиме. Поскольку шасси удерживаются в убранном положении давлением в гидросистеме, в случае отказа системы по любой причине происходит самопроизвольный выпуск шасси под действием силы тяжести. Для выпуска шасси и постановки его на замки в случае отказа системы достаточно уменьшить давление в гидросистеме при помощи рычага аварийного выпуска шасси, который расположен под главной приборной панелью, слева от центральной панели. Приведение в действие этого рычага уменьшает давление в гидросистеме, после чего происходит выпуск шасси под действием силы тяжести. Перед пользованием рычагом аварийного выпуска шасси необходимо перевести переключатель управления шасси в положение DOWN (выпущено).

ПРИМЕЧАНИЕ

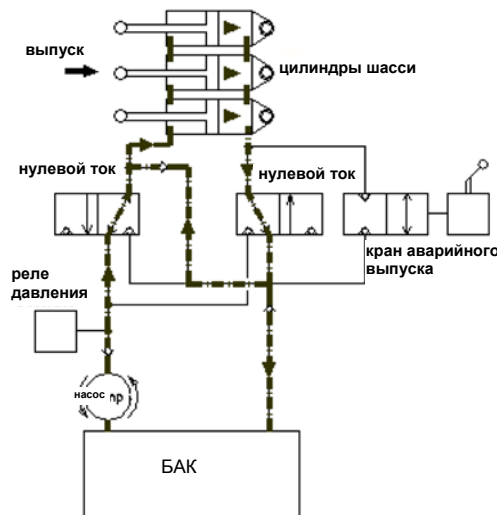
При аварийном выпуске шасси в результате возникновения аварийной ситуации перед установкой рычага в исходное положение необходимо провести проверку системы.

Для поворота носовой опоры шасси используются педали полного отклонения руля направления. В систему управления поворотом носовой опоры шасси входит демпфер шимми. При уборке шасси колесо носовой опоры шасси устанавливается по центру и входит в нишу шасси, при этом происходит расцепление тяги управления поворотом шасси для уменьшения нагрузок на педали в полете.

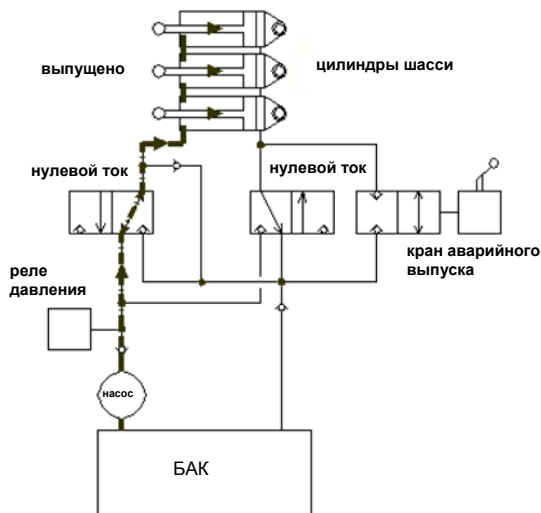
Схема гидравлической системы выпуска шасси

Выпуск основной опоры шасси самолета DA 42 NG осуществляется тремя гидроцилиндрами. На следующих схемах показано состояние системы в каждом рабочем режиме.

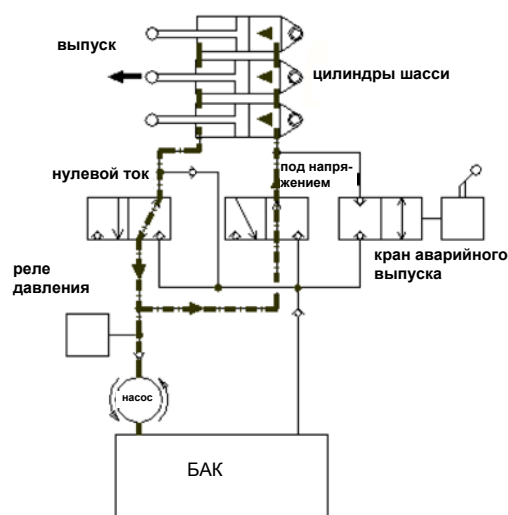
На рисунке 1 показано состояние системы в процессе выпуска шасси. Для уменьшения количества гидравлической жидкости, закачиваемой во время этой операции, обратный поток частично поступает в прямой поток системы.



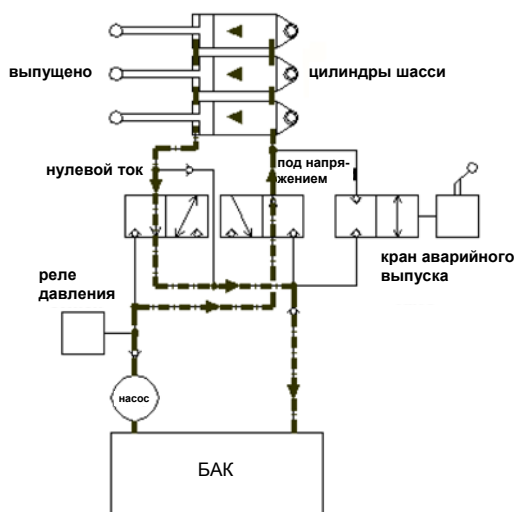
На следующем рисунке показано состояние системы при выпущенном шасси. Все гидроцилиндры находятся под высоким давлением.



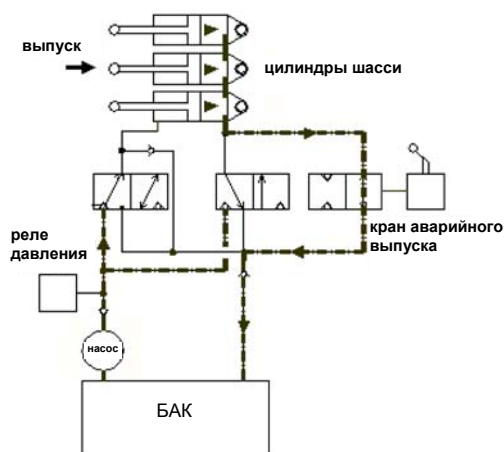
Рабочий режим системы при уборке шасси показан на следующем рисунке. При подаче напряжения на правый гидрораспределитель начинается движение рабочей среды в гидросистеме вследствие разной площади поршней цилиндров шасси, несмотря на то, что давление на обеих сторонах системы одинаковое.



В процессе уборки шасси оба распределителя находятся под напряжением и избыток гидравлической жидкости на одной стороне сливается в бак. Данная конфигурация системы показана на следующем рисунке.



Для аварийного выпуска шасси гидравлическая жидкость может проходить через кран аварийного выпуска, чтобы обеспечить возможность выпуска шасси под действием силы тяжести. Данное состояние системы показано на следующем рисунке.

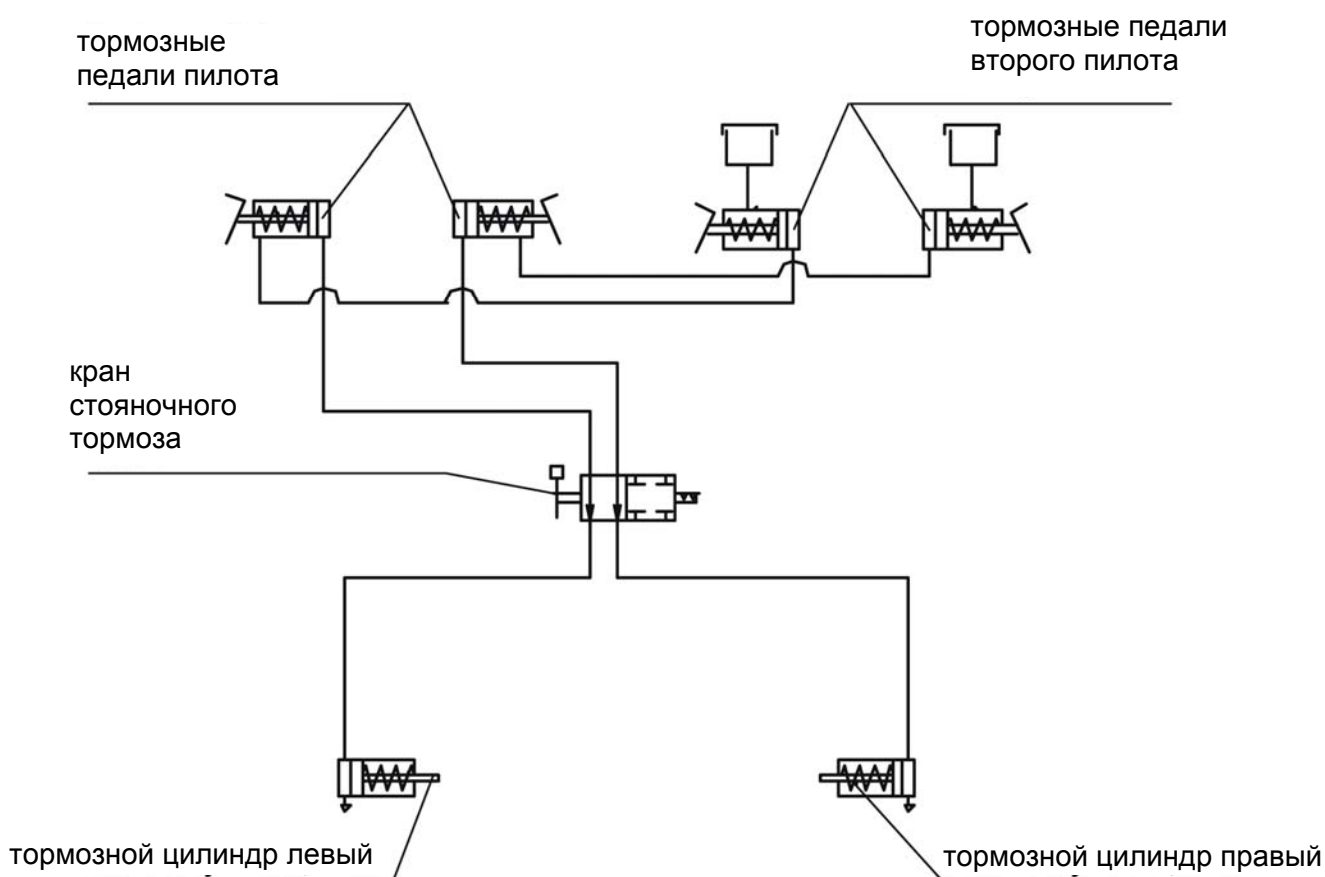


Колесные тормоза

На основных опорах шасси установлены дисковые тормоза с гидравлическим приводом. Колесные тормоза являются независимыми друг от друга и приводятся в действие при помощи ножных педалей.

Стояночный тормоз

Рычаг стояночного тормоза расположен на небольшой центральной панели под главной приборной панелью. Верхнее положение рычага соответствует отпуску тормоза. Чтобы привести в действие стояночный тормоз, необходимо нажать на рычаг вниз до фиксации. Тормозное давление создается многократным нажатием на ножные педали тормозов и поддерживается до отпускания стояночного тормоза. Чтобы отпустить тормоз, необходимо нажать на рычаг вверх.



7.6 КРЕСЛА И ПРИВЯЗНЫЕ РЕМНИ

Для повышения пассивной безопасности кресла изготовлены из композитного материала (углеволокно/кевлар) и стеклопластика. Предусмотрена возможность демонтажа кресел для технического обслуживания и контроля расположенных под креслами органов управления.

Крышки на ручках управления позволяют предотвратить падение незакрепленных предметов на органы управления.

Кресла оснащены съемными чехлами и энергопоглощающими элементами из пеноматериала и оборудованы системами привязных ремней, состоящими из трех ремней. Для застегивания ремней необходимо вставить конец ремней в замок, для отстегивания – нажать на красную кнопку на замке.

Спинки задних кресел можно сложить вперед, для чего сначала необходимо потянуть вверх головку стопорного болта.

На передних креслах установлены спинки с регулируемым углом наклона (ОАМ 42-067), обеспечивающие повышенный комфорт. Рычаг регулировки наклона спинки расположен на внешней стороне спинки. Для взлета и посадки (штатной и аварийной) спинки кресел необходимо привести в вертикальное положение, показанное на трафарете на дуге безопасности, и зафиксировать.

ВНИМАНИЕ

Перед поднятием рычага регулировки наклона спинки для разблокирования механизма регулировки наклона спинки следует отклониться назад для противодействия усилию пружины; в противном случае спинка может отклониться в переднее положение.

ВНИМАНИЕ

Не прикладывать к верху спинки усилие более 90 даН (202 фунт-с). Это может привести к повреждению механизма регулировки.

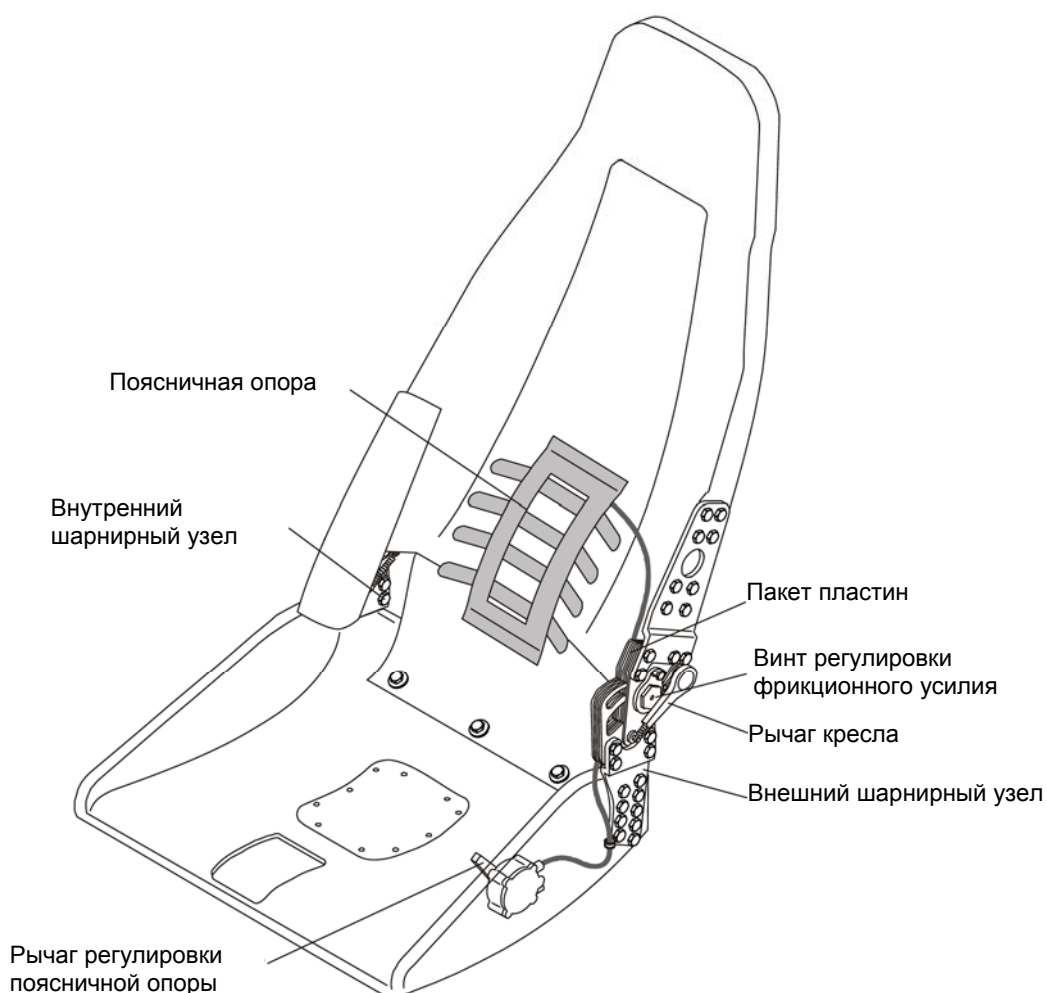
Для регулировки поднять рычаг наклона спинки и отклониться вперед или назад до нужного угла наклона спинки. После этого полностью поднять рычаг наклона спинки, отпустить и отжать вниз для срабатывания фрикционного тормоза.

В случае неисправности механизма регулировки наклона для закрепления спинки в вертикальном положении можно затянуть внешний винт регулировки фрикционного усилия, вращая шестигранную гайку диаметром 10 мм по часовой стрелке.

По возможности следует установить рычаг регулировки наклона спинки в положение блокировки. Механизм необходимо отремонтировать при следующем плановом осмотре самолета.

Положение поясничной опоры можно отрегулировать при помощи рычага регулировки поясничной опоры, установленного на внешней стороне чашки кресла.

Если установлены кресла с регулируемым наклоном спинки (ОАМ 42-067):



7.7 БАГАЖНЫЕ ОТСЕКИ

В самолете имеется два багажных отсека. Один отсек расположен в носовой части самолета, доступ к нему осуществляется через две двери отсека.

Второй багажный отсек расположен за спинками задних кресел. После загрузки в этот отсек багажа необходимо в обязательном порядке закрепить багаж багажной сеткой.

7.8 ФОНАРЬ, ЗАДНЯЯ ДВЕРЬ, ИНТЕРЬЕР КАБИНЫ

Передняя часть фонаря

Для закрытия передней части фонаря необходимо потянуть вниз каркас фонаря, после чего заблокировать фонарь ручкой на левой стороне каркаса. При блокировке стальные болты входят в ответные отверстия в полиэтиленовых сухарях.

Положение зазора для охлаждения: во втором положении болты входят в отверстия, однако при этом под передней частью фонаря остается зазор.

Запирание фонаря осуществляется при помощи замка, расположенного на левой стороне рядом с рычагом открытия фонаря, поворотом ключа по часовой стрелке. Закрытый и запертый фонарь можно открыть изнутри, потянув рычаг во внутреннем относительно ручки открытия направлении.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

Эксплуатация самолета с передней частью фонаря в положении зазора для охлаждения допускается только на земле. Перед взлетом переднюю часть фонаря необходимо полностью закрыть и запереть.

Запрещается запирать переднюю часть фонаря на ключ до полета, чтобы обеспечить возможность аварийной эвакуации снаружи.

Окна на левой и правой сторонах фонаря можно открывать для вентиляции или для использования в качестве аварийных выходов.

Задняя дверь

Задняя дверь закрывается аналогичным образом. Для ее закрытия необходимо потянуть вниз каркас и запереть дверь ручкой. Чтобы не допустить резкого падения двери, она оснащена газовым амортизатором; При сильном ветре дверь должна быть надежно заперта. Задняя дверь оборудована дополнительным рычагом, предотвращающим ее случайное открытие.

Запирание двери осуществляется при помощи замка, расположенного на левой стороне рядом с рычагом открытия двери, поворотом ключа по часовой стрелке. Закрытую и запертую дверь можно открыть изнутри, потянув рычаг во внутреннем относительно ручки открытия направлении.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

Запрещается запирать дверь на ключ до полета, чтобы обеспечить возможность аварийного доступа снаружи.

Отопление и вентиляция

Для управления оборудованием отопления и вентиляции используются два рычага на небольшой центральной панели под главной приборной панелью.

Правый рычаг:	верхнее положение	= ОТОПЛЕНИЕ ВКЛЮЧЕНО (кресла, пол)
	нижнее положение	= ОТОПЛЕНИЕ ВЫКЛЮЧЕНО
Центральный рычаг:	верхнее положение	= ОТТАИВАНИЕ ВКЛЮЧЕНО (подача теплого воздуха на остекление фонаря)
	нижнее положение	= ОТТАИВАНИЕ ВЫКЛЮЧЕНО

Тепло правого двигателя используется для обогрева передних кресел и пола, тепло левого двигателя – для оттаивания остекления фонаря.

Воздухозаборник системы вентиляции расположен на нижней части правого крыла, с внутренней стороны от гондолы двигателя. Воздух поступает в кабину через 6 сопел (2 на левой и правой стороне главной приборной панели, 2 на потолочной панели и 2 на левой и правой стороне пассажирского салона). Направление потока воздуха из каждого сопла легко регулируется. Вращением сопла можно также регулировать интенсивность потока.

7.9 СИЛОВАЯ УСТАНОВКА

7.9.1 ДВИГАТЕЛИ. ОБЩАЯ ИНФОРМАЦИЯ

На самолете установлены два двигателя Austro Engine E4-B, обладающие следующими характеристиками:

- Четырехтактный четырехцилиндровый двигатель с жидкостным охлаждением, оснащенный системой смазки с мокрым картером
- Однорядная конструкция
- Система непосредственного впрыска с общим нагнетательным трубопроводом
- Редуктор воздушного винта с отношением 1:1,69
- Цифровое управление двигателем со встроенным регулятором оборотов воздушного винта (отдельная маслосистема)
- Турбокомпрессор с промежуточным охладителем

Рабочий объем:

Максимальная мощность: 123,5 кВт (165,6 л.с. (DIN)) при 2300 об/мин в условиях MCA на уровне моря

Номинальная мощность: 113,6 кВт (152,3 л.с. (DIN)) при 2100 об/мин в условиях MCA на уровне моря

Индикация для контроля основных параметров двигателя во время работы осуществляется на индикаторе комплекса Garmin G1000. Запуск каждого двигателя возможен только после установки выключателя ENGINE MASTER (главный выключатель двигателя) в положение ON (вкл.). Каждый двигатель оснащен собственным электронным блоком управления двигателем, электропитание на который подается от генератора по крайней мере при одном работающем двигателе. Когда оба двигателя остановлены, питание на блок управления двигателем подается от аккумуляторной батареи.

7.9.2 ВОЗДУШНЫЙ ВИНТ

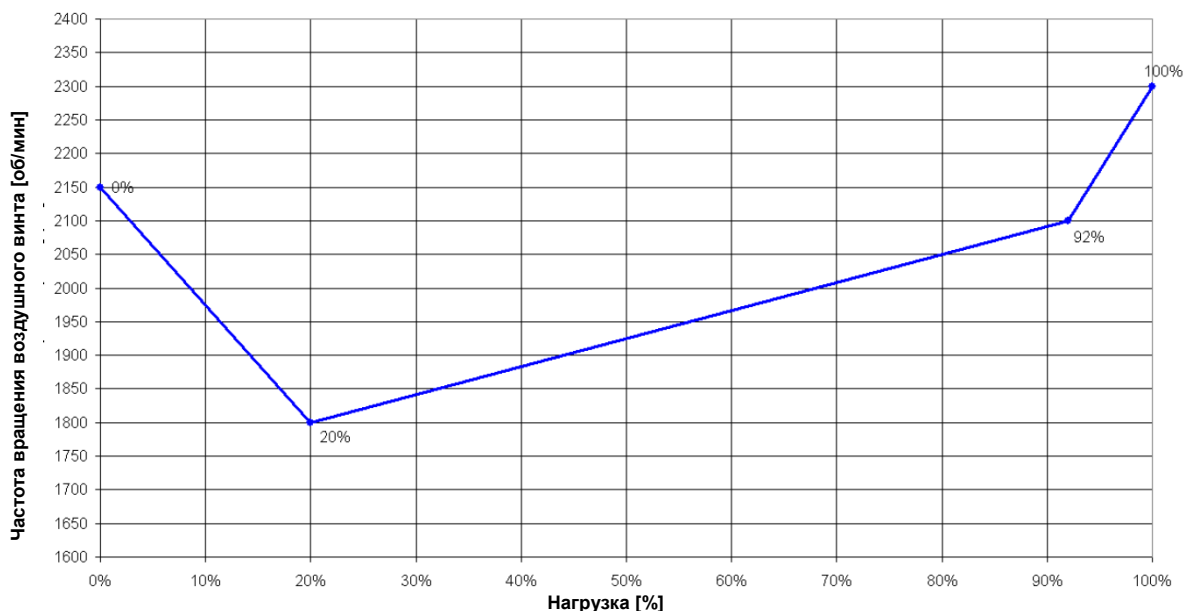
На самолете установлены два трехлопастных воздушных винта mt-Propeller MTV-6-R-C-F / CF 187-129 с постоянным числом оборотов, с гидравлической системой регулировки шага и возможностью флюгирования. Каждый воздушный винт оснащен деревянно-композитными лопастями с обшивкой из пластмассы, армированной волокном, и защитной накладкой на кромке из нержавеющей стали; в области втулки воздушного винта передняя кромка лопасти имеет покрытие из адгезионной полиуретановой пленки. Такая конструкция лопасти позволяет обеспечить минимальную массу и сократить до минимума вибрацию.

Управление воздушным винтом

Система управления шагом воздушного винта состоит из клапана регулятора оборотов mt-Propeller P-877-16. Регулирование шага осуществляется блоком управления двигателем при помощи электромеханического исполнительного механизма регулятора. Для изменения шага лопастей во втулку воздушного винта закачивается масло из редуктора. Повышение давления масла ведет к уменьшению шага и увеличению оборотов винта. Снижение давления масла ведет к увеличению шага и уменьшению оборотов винта.

В зависимости от установки мощности шаг воздушного винта регулируется таким образом, что обеспечивается поддержание заданного числа оборотов (см. следующую схему).

Кривая заданной величины воздушного винта



Гидроаккумулятор:

Используется аккумулятор масло-азотного типа. Он соединяется с масляным контуром редуктора через электрический клапан аккумулятора, который приводится в действие главным выключателем двигателя (ENGINE MASTER).

При установке главного выключателя двигателя (ENGINE MASTER) в положение ON (вкл.) клапан открывается. При работе двигателя аккумулятор заполняется маслом под давлением около 22 бар (320 фунт/кв. дюйм). Во время работы двигателя аккумулятор обеспечивает наличие необходимого давления масла в случае уменьшения потока масла, подаваемого маслососом редуктора, в результате отрицательного ускорения. Давление в гидросистеме удерживает шаг винта на уровне ниже рабочего положения или переводит лопасти воздушного винта в рабочее положение.

Флюгирование:

Для перевода воздушного винта в режим флюгирования двигатель должен быть остановлен при помощи главного выключателя (ENGINE MASTER) соответствующего двигателя. При этом происходит открытие электрического клапана регулятора оборотов. Все масло из втулки воздушного винта вытекает, при этом лопасти устанавливаются в положение флюгирования. Одновременно электрический клапан аккумулятора давления закрывается, а давление масла в аккумуляторе повышается до первоначального уровня.

Флюгирование возможно только при частоте вращения воздушного винта более 1300 об/мин.

ВНИМАНИЕ

При останове двигателя при частоте вращения менее 1300 об/мин величина шага воздушного винта остается ниже рабочего положения. В этом случае необходимо увеличить скорость для увеличения частоты вращения воздушного винта.

Расфлюгирование:

Для расфлюгирования воздушного винта необходимо перевести главный выключатель (ENGINE MASTER) соответствующего двигателя в положение ON (вкл.). При этом происходит открытие электрического клапана аккумулятора давления. Под действием давления аккумулятора лопасти воздушного винта устанавливаются в положение малого шага. После начала вращения воздушного винта и работы маслососа редуктора происходит заполнение аккумулятора маслом.

Наземная эксплуатация:

ВНИМАНИЕ

При стоянке и движении самолета по земле высокой частоты вращения воздушного винта следует избегать, поскольку при этом возможно повреждение лопастей камнями. По этой причине для опробования двигателя необходимо выбрать пригодную для этого площадку, на которой отсутствуют свободно лежащие камни и аналогичные предметы.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

Категорически запрещается проворачивать воздушный винт рукой.

7.9.3 ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ

Рычаг управления двигателем

Для управления мощностью двигателя используются рычаги управления двигателем (по одному на каждый двигатель). Оба рычага управления двигателем (РУД) расположены на большой центральной панели. Термины «вперед» и «назад» приведены относительно направления полета.

Каждый рычаг управления двигателем устанавливает требуемую НАГРУЗКУ двигателя (%)

Рычаг вперед (MAX (максимум)) = полная мощность

Рычаг назад (IDLE (малый газ)) = малый газ

Для управления каждым двигателем предусмотрен отдельный блок управления двигателем, управляющий давлением на входе, количеством подаваемого топлива и частотой вращения воздушного винта в соответствии с мощностью двигателя, заданной при помощи РУД. При установке РУД в положение малой мощности (например, для захода на посадку) при убранном шасси подается звуковой сигнал, предупреждающий пилота о том, что шасси убрано. Дополнительно на основном пилотажном индикаторе (PFD) загорается предупредительный сигнализатор CHECK GEAR (проверь шасси) (если он установлен).

Регулятор оборотов воздушного винта, управление которым осуществляет блок управления двигателем, установлен консольно на передней части каждого двигателя. Масло в масляный контур регулятора оборотов воздушного винта подается маслососом редуктора (см. также раздел 7.9.2 «ВОЗДУШНЫЙ ВИНТ»). В случае утечки масла лопасти воздушного винта устанавливаются в положение флюгирования, что позволяет продолжать полет в соответствии с разделом 3.11.3 «НЕИСПРАВНОСТЬ СИСТЕМЫ РЕГУЛИРОВАНИЯ ЧАСТОТЫ ВРАЩЕНИЯ ВОЗДУШНОГО ВИНТА».

ВНИМАНИЕ

При отказе регулятора оборотов для регулирования оборотов воздушного винта пользоваться рычагом управления двигателем. Необходимо не допускать увеличения частоты вращения более 2300 об/мин.

ВНИМАНИЕ

Перемещение рычага управления двигателем осуществлять медленно во избежание заброса оборотов и резкого изменения частоты вращения. Изменение частоты вращения винта с легкими деревянными лопастями происходит быстрее, чем для винтов с металлическими лопастями.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

При неисправности блока управления двигателем лопасти винта могут остаться в положении максимального шага. В этом случае необходимо учесть ухудшение рабочих характеристик двигателя.

Выключатель ELECT. MASTER (главный выключатель электрооборудования)

Главный выключатель электрооборудования имеет два положения:

OFF (выкл.) – электропитание от аккумуляторной батареи не подается

ON (вкл.) – электропитание от аккумуляторной батареи подается в систему распределения

Выключатель ENGINE MASTER (главный выключатель двигателя)

Холодный запуск каждого двигателя возможен только после установки выключателя ENGINE MASTER (главный выключатель двигателя) в положение ON (вкл.). При установке выключателя ENGINE MASTER (главный выключатель двигателя) во включенное положение подается электропитание на систему подогрева, клапан аккумулятора расфлюгирования и собственно двигатель. Останов двигателя производится переводом соответствующего выключателя ENGINE MASTER (главный выключатель двигателя) в положение OFF (выкл.).

ЗАПУСК

Запуск левого двигателя производится поворотом ключа запуска (START) влево. Запуск правого двигателя производится поворотом ключа запуска вправо.

Переключатель VOTER (переключатель блоков управления двигателем)

На панели имеется два переключателя VOTER (переключатель блоков управления двигателем) – по одному для каждого двигателя. Для нормальной работы оба переключателя установлены в положение AUTO (автоматически). Управление каждым двигателем осуществляет соответствующий блок управления двигателем А или блок В. При отказе рабочего блока управления двигателем (ECU) должно происходить автоматическое переключение на другой блок управления двигателем. Если автоматического переключения не происходит, переключиться на резервный блок управления двигателем А или В можно вручную. Это разрешается только в аварийной ситуации.

Кнопка ECU TEST (проверка блока управления двигателем)

На панели имеется две кнопки ECU TEST (проверка блока управления двигателем) – по одной для каждого двигателя.

Рычаг управления двигателем в положении IDLE (малый газ), обороты менее 900 (приблизительно):

Нажатие и удержание кнопки до завершения процедуры запускает процедуру самоконтроля блока управления каждого двигателя. Выполнение процедуры возможно только на земле. В противном случае запуска самоконтроля не происходит. В ходе процедуры блок управления двигателем производит переключение с блока управления двигателем А на блок управления двигателем В (или с блока В на блок А, в зависимости от того, который из блоков осуществляет управление в текущий момент) при вращающемся воздушном винте. Контроль частоты вращения воздушного винта осуществляется блоком управления двигателем автоматически. При переключении между блоками управления двигателем может возникать небольшая вибрация двигателя. В завершение процедуры выполняется переключение на исходный блок управления двигателем. После этого оба предупредительных сигнализатора должны погаснуть и двигатель должен работать без изменений.

Подача воздуха из резервного источника

В случае падения мощности в результате обледенения или засорения воздушного фильтра существует возможность забора воздуха из двигательного отсека. Рычаг ALTERNATE AIR (подача воздуха из резервного источника) (один для обоих двигателей) расположен под главной приборной панелью, справа от центральной панели. Для открытия резервного источника подачи воздуха рычаг необходимо повернуть вправо. Обычно резервный источник подачи воздуха закрыт, при этом рычаг установлен в переднее положение.

Трафарет на рычаге, переднее положение:

ALTERNATE AIR
(подача воздуха из резервного источника)

Трафарет на рычаге, виден, когда рычаг находится в заднем положении:

ALTERNATE AIR ON
(подача воздуха из резервного источника включена)

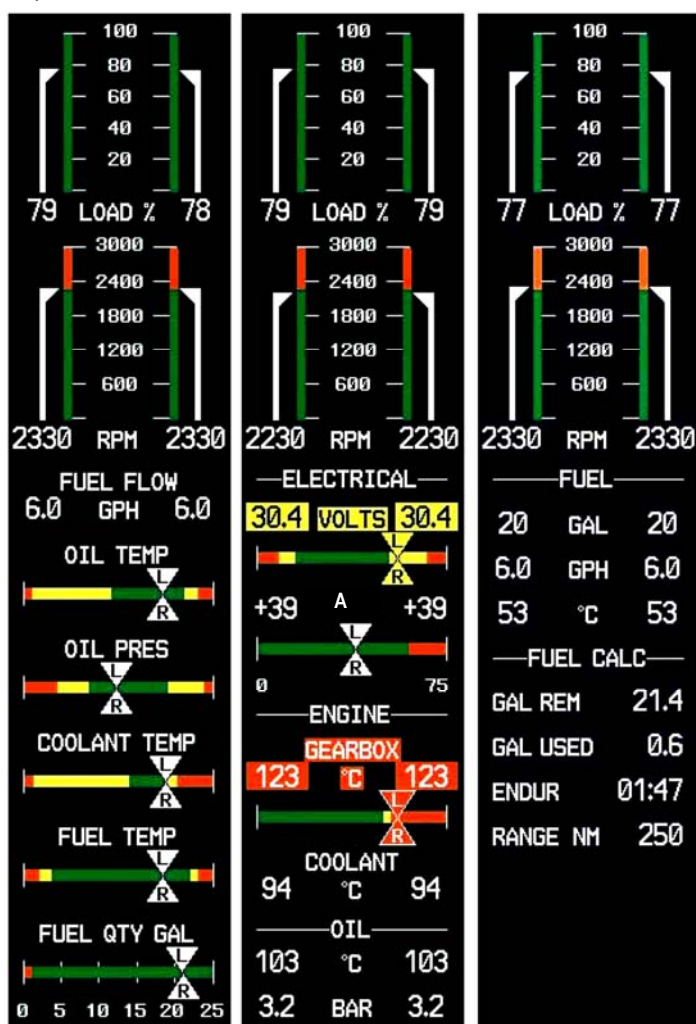
7.9.4 ПРИБОРЫ КОНТРОЛЯ ДВИГАТЕЛЯ

Приборы контроля двигателя отображаются на многофункциональном индикаторе (MFD) Garmin G1000. См. также раздел 7.13.3 «МНОГОФУНКЦИОНАЛЬНЫЙ ИНДИКАТОР (MFD)». Приборы контроля левого двигателя отображаются в левой части, правого двигателя – в правой.

Страница параметров
двигателя
по умолчанию

Отображается при
нажатии на кнопку
SYSTEM (система)

Отображается при
нажатии на кнопку FUEL
(топливо)



ПРИМЕЧАНИЕ

На рисунке на предыдущей странице показан общий вид типовой индикации на многофункциональном индикаторе (MFD) G1000 в различных режимах отображения. Показанные значения могут не соответствовать установленным на текущий момент ограничениям по двигателю самолета DA 42 NG.

ПРИМЕЧАНИЕ

Расчетные значения количества топлива, отображаемые в поле FUEL CALC (расчетное количество топлива), не учитывают показания топливомеров самолета. Отображаемые значения рассчитываются по последнему текущему значению количества топлива, вводимому пилотом (GAL REM), и фактическим данным о расходе топлива (GAL USED). По этой причине данные о продолжительности (ENDUR) и дальности полета (RANGE NM) можно использовать только в справочных целях; их использование для планирования полета запрещается.

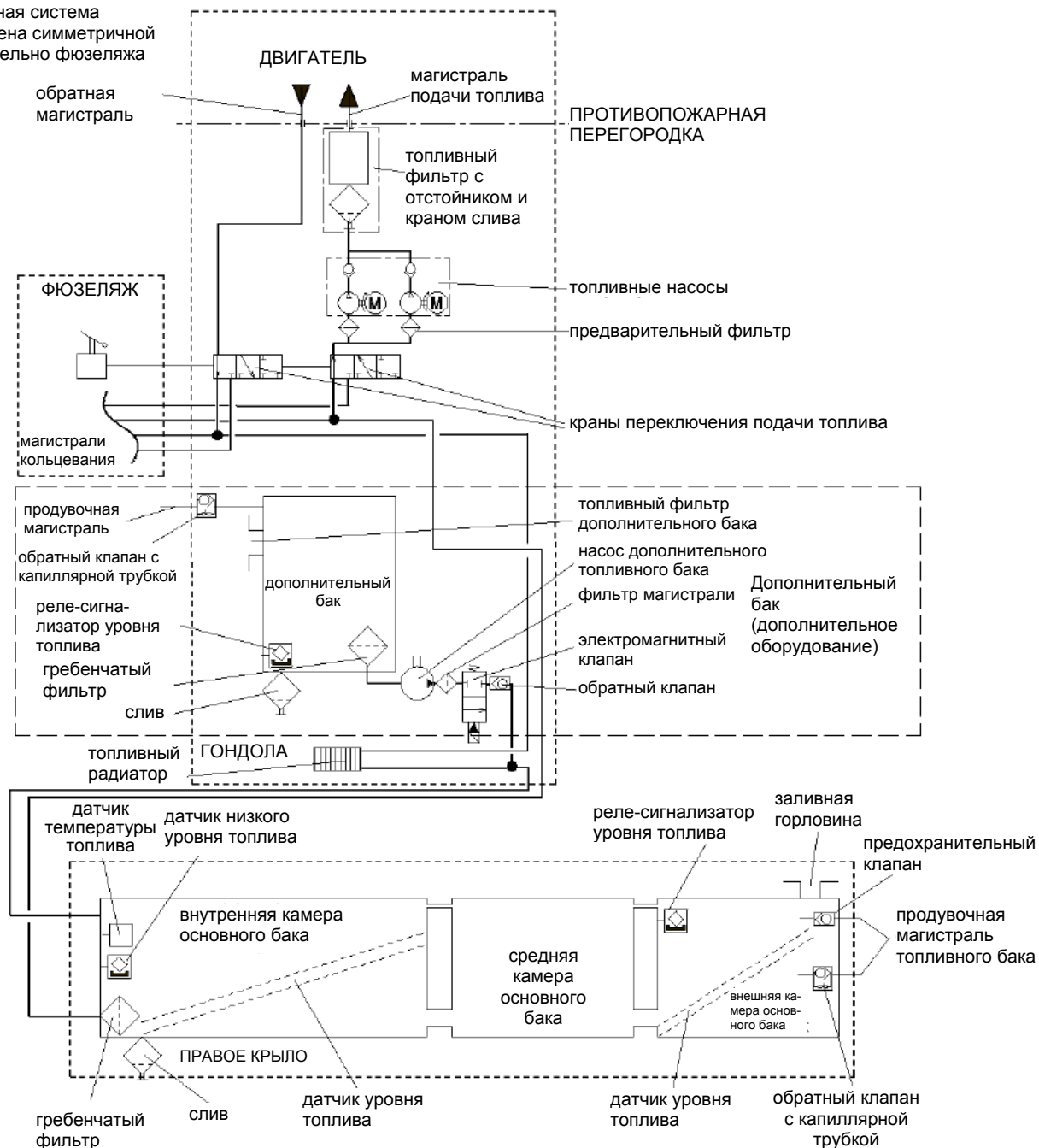
Обозначение	Индикация	Единицы измерения
LOAD %	Располагаемая мощность	%
RPM	Частота вращения воздушного винта	об/мин
VOLTS	Напряжение	В
AMPS	Сила тока	А
COOLANT TEMP	Температура охлаждающей жидкости	°C
GEARBOX	Температура редуктора	°C
OIL TEMP	Температура масла в двигателе	°C
OIL PRES	Давление масла	бар
FUEL QTY GAL	Количество топлива	ам. галл.
FUEL FLOW	Расход топлива	ам. галл./ч
FUL TEMP	Температура топлива	°C

7.9.5 ТОПЛИВНАЯ СИСТЕМА

Общие сведения

ПРИМЕЧАНИЕ:

Топливная система
выполнена симметричной
относительно фюзеляжа



Топливо хранится в баках, которые расположены в крыльях.

Обычно топливо для работы правого двигателя забирается из основного бака в правом крыле, левого двигателя – из основного бака в левом крыле.

В каждом двигателе топливо впрыскивается под высоким давлением непосредственно в цилиндры. Топливо на форсунки системы впрыска (по одной на цилиндр) подается через общую топливную рампу. Давление в рампе развивается насосом высокого давления, на который топливо подается двумя независимыми топливными насосами низкого давления. Оба насоса имеют электрический привод. Давление в рампе регулируется блоком управления двигателем через электрический клапан в соответствии с установкой мощности. Топливо, не поступившее в систему впрыска, закачивается обратно в бак на соответствующем крыле.

Обе стороны топливной системы соединяются трубопроводами кольцевания.

| В каждой гондоле двигателя возможна установка дополнительного топливного
| бака.

Топливные насосы

Топливо в каждый двигатель подается двумя параллельно установленными независимыми топливными насосами низкого давления. При нормальной работе работает только один из двух топливных насосов. При обнаружении низкого давления топлива блок управления двигателем автоматически переключается на второй топливный насос. Во время посадки и взлета, а также в случае низкого давления топлива возможно включение обоих топливных насосов при помощи выключателя FUEL PUMP (топливный насос). При включении обоих топливных насосов давление топлива увеличивается.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

Одновременное включение топливного насоса и режима кольцевания может привести к выходу из строя насоса высокого давления в результате повышения давления топлива. После одновременного включения топливного насоса и КОЛЬЦЕВАНИЯ в аварийной ситуации необходимо провести специальное техническое обслуживание насоса высокого давления.

Каждый топливный насос подключен к шине блоков управления левого/правого двигателя и защищен предохранителем номиналом 7,5 А.

ПРИМЕЧАНИЕ

При переключении между блоками управления двигателем А и В выполняется также переключение между двумя независимыми электрическими топливными насосами. В аварийной ситуации возможно одновременное включение обоих насосов при помощи выключателя FUEL PUMP (топливный насос).

Краны переключения подачи топлива

Для каждого двигателя предусмотрен один кран переключения подачи топлива. Переключатели управления кранами подачи топлива расположены на центральной панели, за рычагами управления двигателем и имеют следующие положения: ON (вкл.), CROSSFEED (кольцевание) и OFF (выкл.). При нормальной работе топливо на каждый двигатель подается из бака, расположенного на стороне данного двигателя. Перед включением режима кольцевания необходимо убедиться, что выключатель топливного насоса находится в положении OFF (выкл.). При включении режима кольцевания (CROSSFEED) топливо на двигатель подается из бака на противоположной стороне для увеличения дальности полета и сохранения балансировки топлива при полете на одном двигателе. Кран переключения подачи топлива переключает как магистраль подачи топлива, так и обратную магистраль.

Для установки крана в нужное положение необходимо потянуть рычаг назад. Для установки крана в положение OFF (выкл.) необходимо повернуть предохранительную крышку. Это предусмотрено для того, чтобы исключить возможность случайного перекрытия подачи топлива.

ПРИМЕЧАНИЕ

При полете с одним неработающим двигателем кран переключения подачи топлива этого двигателя необходимо установить в положение OFF (выкл.).

ВНИМАНИЕ

Запрещается эксплуатация самолета с обоими кранами переключения подачи топлива в положении CROSSFEED (кольцевание). Запрещается взлет самолета с краном переключения подачи топлива в положении CROSSFEED (кольцевание).

ВНИМАНИЕ

Запрещается останавливать двигатели, пользуясь для этого краном переключения подачи топлива. Это может привести к выходу из строя насосов высокого давления.

ВНИМАНИЕ

Одновременное включение топливного насоса и режима КОЛЬЦЕВАНИЯ может привести к выходу из строя насоса высокого давления.

Схема положений крана переключения подачи топлива:

На следующей схеме показаны возможные режимы работы, соответствующие трем положениям кранов переключения подачи топлива. На следующих рисунках показано движение потоков топлива для правого двигателя (потоки топлива левого двигателя аналогичны):

Рисунок 1:
нормальная
работа

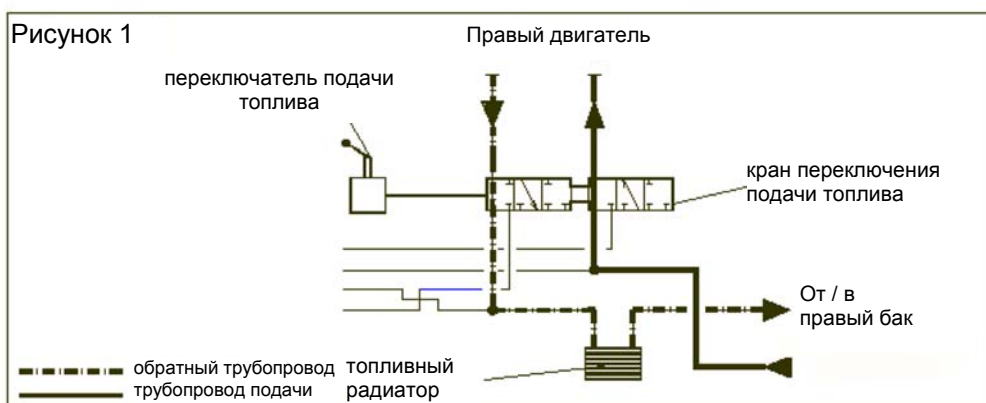


Рисунок 2:
режим
кольцевания
топлива

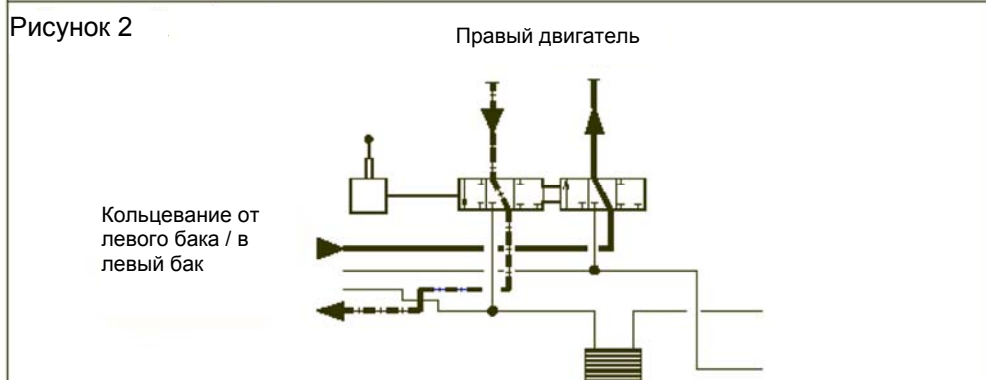


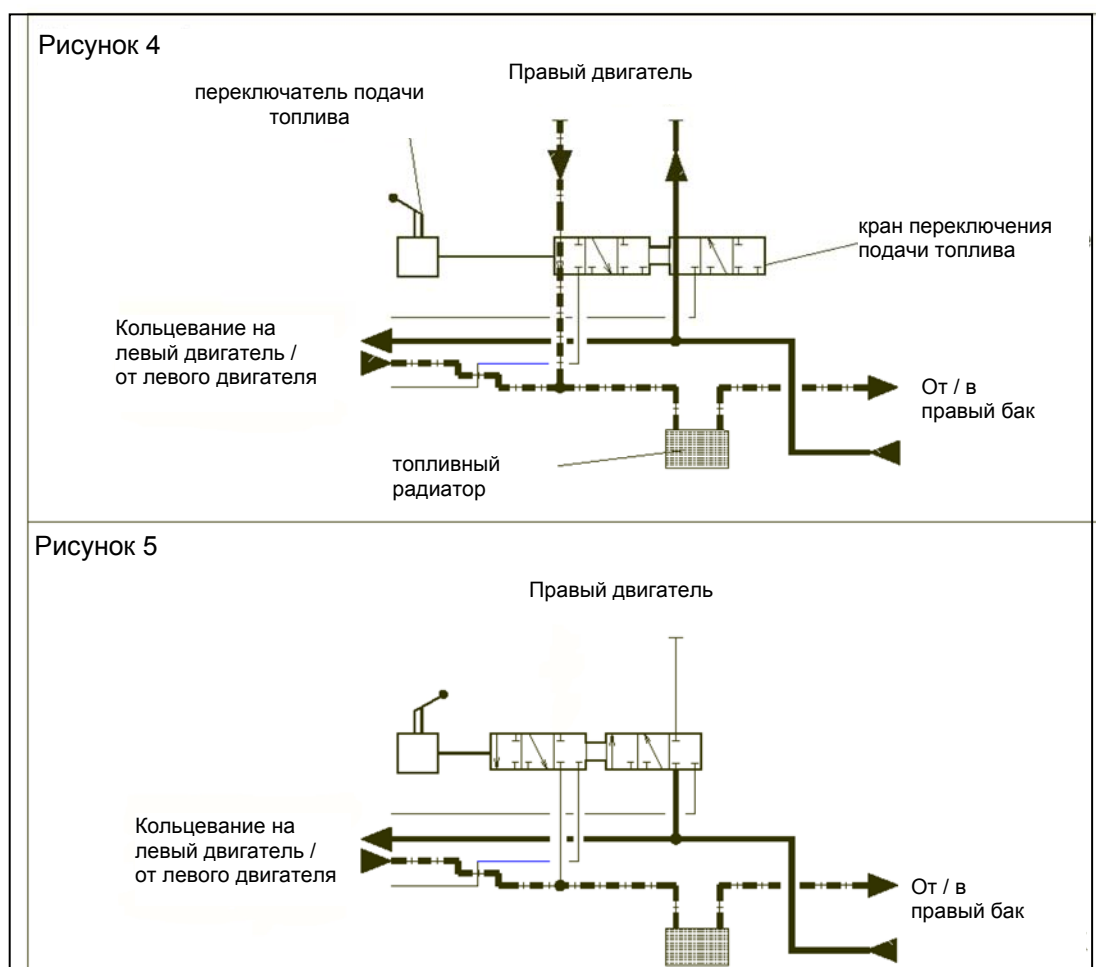
Рисунок 3:
закрытое
положение



При установке левого крана переключения подачи топлива в положение CROSSFEED (кольцевание) топливо из правого бака подается на левый двигатель. В зависимости от положения правого крана переключения подачи топлива, топливо из правого бака подается на оба двигателя (см. рисунок 4 ниже) или только на левый двигатель, если кран переключения подачи топлива правого двигателя установлен в закрытое положение (см. рисунок 5 ниже).

Рисунок 4: правый кран переключения подачи топлива в нормальном режиме, левый кран переключения подачи топлива в положении CROSSFEED (кольцевание)

Рисунок 5: правый кран переключения подачи топлива в закрытом положении, левый кран переключения подачи топлива в положении CROSSFEED (кольцевание)



Основные топливные баки

Каждый бак состоит из трех алюминиевых камер, которые соединяются гибким шлангом. Заливка топлива в бак осуществляется через заливную горловину во внешней топливной камере. Неиспользуемый остаток топлива в каждом крыле составляет всего 4 л (1 ам. галл.), поэтому общее количество расходуемого топлива в каждом крыле равно 96 л (25,4 ам. галл.).

В баке имеется два продувочных отверстия. Одно оснащено обратным клапаном с капиллярной трубкой, а второе – предохранительным клапаном с давлением уставки 150 мбар (2 фунта/кв. дюйм), который позволяет топливу и воздуху вытекать наружу при чрезмерном повышении внутреннего давления. Предохранительный клапан обеспечивает защиту бака от высокого давления в случае его переполнения при отказе системы перекачки из дополнительного бака. Обратный клапан с капиллярной трубкой позволяет воздуху входить в бак, но препятствует вытеканию топлива наружу. Капиллярная трубка обеспечивает выравнивание давления воздуха во время набора высоты. Точки подключения шлангов расположены на нижней стороне крыла, на расстоянии около 2 м (7 футов) от законцовки крыла.

Перед выходом каждого бака установлен фильтр грубой очистки (гребенчатый фильтр). Чтобы обеспечить слив топлива из бака, в его нижней точке предусмотрен выпускной кран.

В нижней точке каждой стороны топливной системы установлен топливный фильтр со сливным клапаном. Этот сливной клапан может использоваться для слива воды и осадка, накопившихся в топливной системе. Сливные клапаны установлены в каждой гондоле за противопожарной перегородкой, на расстоянии приблизительно 15 см (0,56 фута) назад от передней кромки крыла.

Индикация уровня топлива

Для измерения количества топлива в каждом основном баке используются два емкостных датчика. Показания выводятся на пилотажный индикатор комплекса G1000. Информацию о расходе топлива см. в разделе 5 «ЛЕТНО-ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ».

Дополнительные топливные баки (при наличии)

Дополнительные топливные баки устанавливаются по дополнительному заказу (ОАМ 42-056).

Описание

Дополнительные топливные баки устанавливаются в задней части гондол двигателя, над главными лонжеронами крыльев. Каждый дополнительный топливный бак оснащен заливной горловиной, крышка которой располагается на верхней поверхности гондолы. Объем дополнительного топливного бака составляет 13,7 ам. галл. (52 л) на одну сторону. Общий объем топлива (в основных и дополнительных топливных баках) равен 39,7 ам. галл. (150,4 л) на одну сторону.

Трубопровод подачи топлива присоединяется к гребенчатому фильтру, установленному в задней части дополнительного топливного бака. Каждый дополнительный топливный бак оснащен насосом, обеспечивающим перекачку топлива в соответствующий основной топливный бак.

Продувочный трубопровод дополнительного топливного бака оснащен обратным клапаном с капиллярной трубкой. Этот клапан позволяет воздуху входить в бак, но препятствует вытеканию топлива наружу. Капиллярная трубка обеспечивает выравнивание давления воздуха во время набора высоты. В задней части каждого дополнительного бака расположен кран слива топлива.

Принцип работы

Насосы дополнительных топливных баков приводятся в действие расположенными в кабине переключателями AUX PUMP (насос дополнительного бака). Переключатели находятся за триммером руля высоты на центральной панели. Оба переключателя должны использоваться одновременно, чтобы предотвратить увеличение боковой разбалансировки самолета. Насос дополнительного топливного бака обеспечивает перекачку топлива из дополнительного топливного бака в соответствующий основной топливный бак. Отключение насоса осуществляется автоматически реле-сигнализатором уровня топлива после опорожнения дополнительного топливного бака или при заполнении основного топливного бака. Во время работы насосов на панели комплекса Garmin G1000 загорается уведомляющий сигнализатор перекачки топлива.

Если топливо в дополнительном топливном баке отсутствует, на панели комплекса Garmin G1000 загорается предупредительный сигнализатор. В этом случае топливные насосы дополнительных баков необходимо выключить.

При неисправности одного насоса дополнительного топливного бака использовать топливо из соответствующего дополнительного топливного бака невозможно. Порядок пользования оставшимся исправным топливным насосом см. в разделе 4B.12 «L/R FUEL TRANSFER FAIL (нарушение перекачки топлива в левый/правый бак)». При этом необходимо также внести соответствующие поправки в план полета.

Насосы дополнительных топливных баков электрически подключаются к основной левой шине, и для их защиты устанавливается предохранитель номиналом 5А, если не установлена противообледенительная система (ОАМ 42-053).

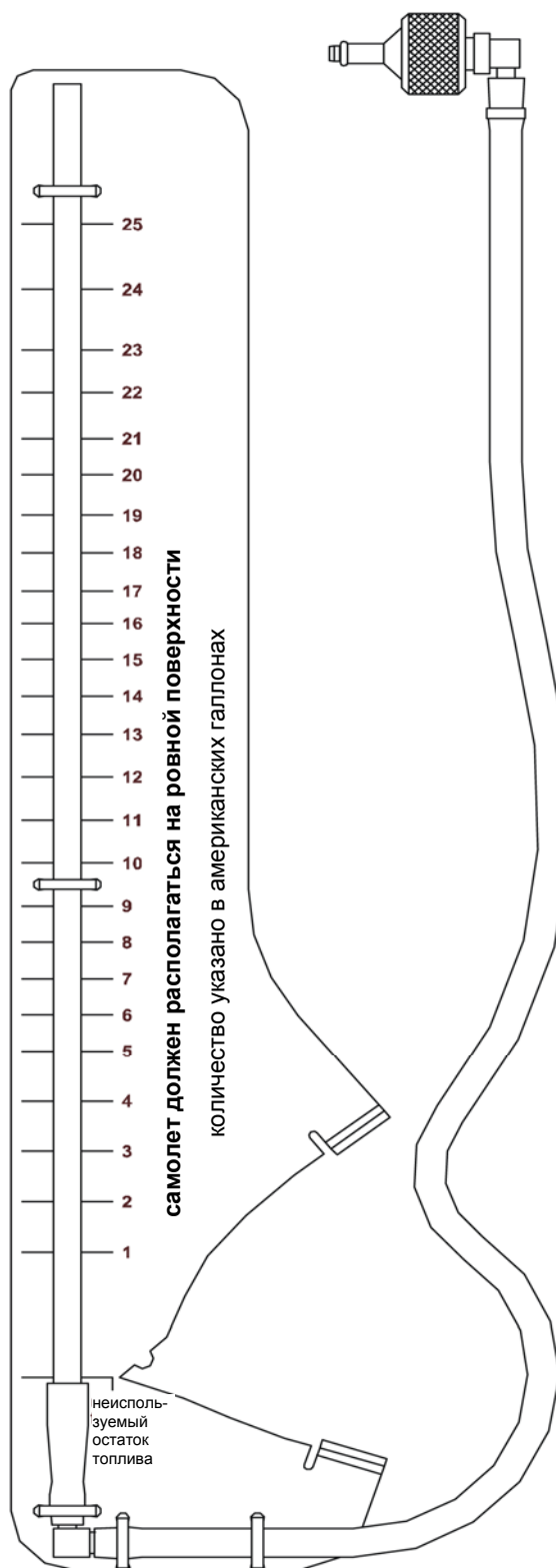
Если противообледенительная система установлена, для защиты обеих систем устанавливается предохранитель номиналом 10 А и дополнительный плавкий предохранитель номиналом 7 А для защиты насосов дополнительных топливных баков. Предохранитель (размыкатель) обозначен надписью XFER PUMP/DE ICE (насос перекачки топлива / противообледенительная система).

*Резервные средства индикации
количества топлива в топливном
баке:*

Резервные средства индикации количества топлива позволяют определить количество топлива в баке в ходе предполетной проверки. Резервный прибор работает по принципу сообщающихся сосудов. Устройство измерения уровня топлива имеет углубление, соответствующее аэродинамическому профилю крыла перед сливом топливного бака, который находится на расстоянии приблизительно 10 см (4 дюйма) от гондолы двигателя, с внешней ее стороны. Металлический соединитель прижимается к сливному отверстию бака. После этого количество топлива в баке можно определить по вертикальной восходящей трубке.

Чтобы обеспечить точность показаний, самолет должен располагаться на ровной поверхности, а измерительное устройство необходимо держать вертикально.

Средство измерения количества топлива должно храниться в чехле с задней стороны от кресла пилота.



Температура топлива

Максимальная температура топлива составляет 60°C (140°F).

Марка топлива

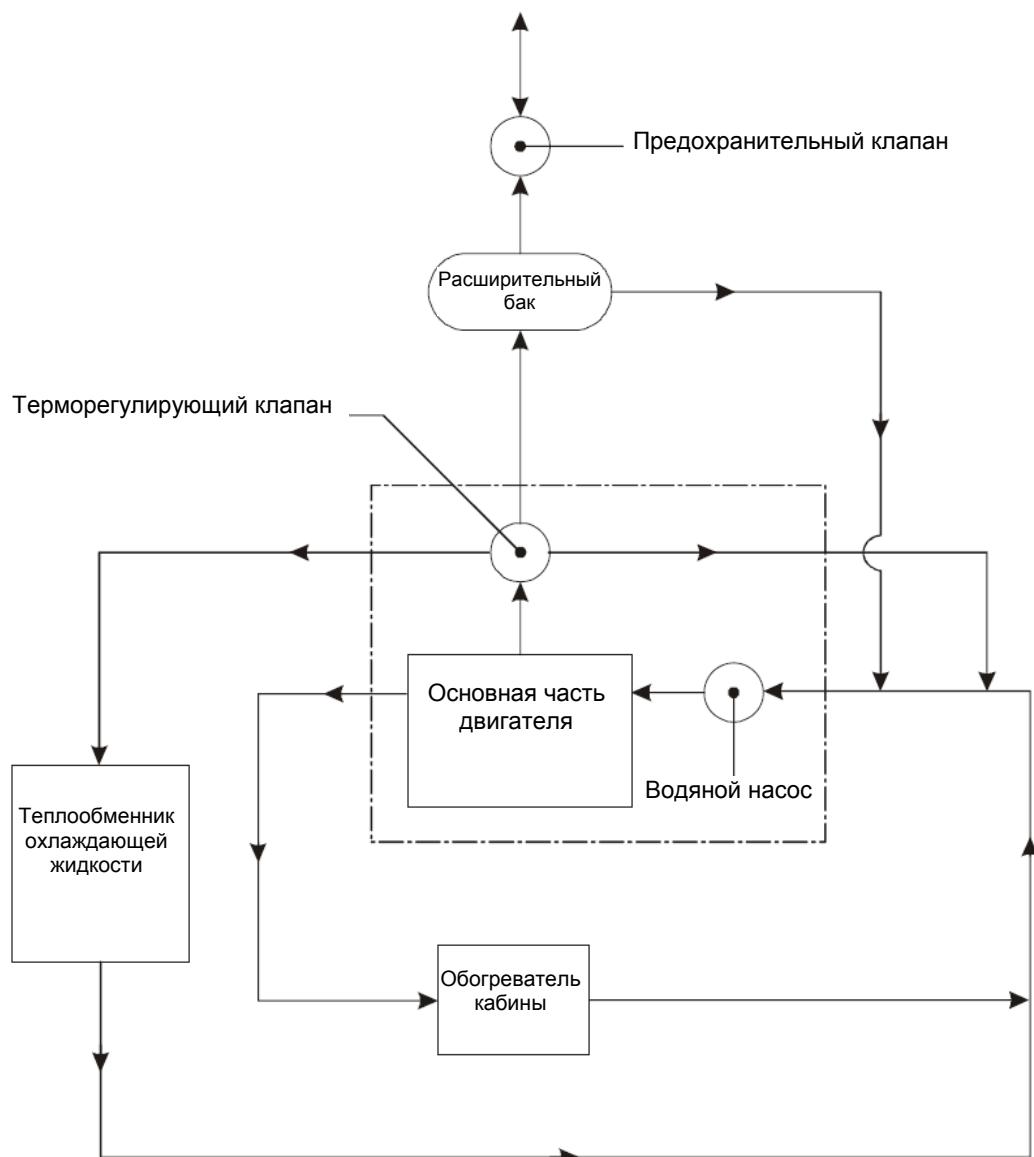
Разрешенные к использованию марки топлива перечислены в разделе 2.14 «ТОПЛИВО».

ПРИМЕЧАНИЕ

Чтобы обеспечить наличие информации о марке топлива, рекомендуется при каждой заправке вносить запись о марке топлива в бортовой журнал.

7.9.6 СИСТЕМА ОХЛАЖДЕНИЯ

Оба двигателя оснащены системой жидкостного охлаждения. Система жидкостного охлаждения состоит из радиатора (теплообменника охлаждающей жидкости) и перепускного трубопровода радиатора. При низкой температуре охлаждающей жидкости топливо направляется по перепускному трубопроводу, что позволяет быстро прогреть двигатель. После увеличения температуры до определенного уровня (приблизительно 88°C или 190°F) включается клапан-термостат, направляющий охлаждающую жидкость через радиатор. Кроме того, охлаждающая жидкость на воздушный теплообменник поступает для системы отопления кабины. Поток охлаждающей жидкости через теплообменник не зависит от ее температуры. Для уравнивания давления в системе предусмотрен расширительный бак. Для защиты системы от высокого давления установлен предохранительный клапан.



7.9.7 МАСЛОСИСТЕМЫ

Каждый двигатель оснащен двумя отдельными маслосистемами.

Система смазки (двигателя и турбокомпрессора)

Для смазки двигателя применяется система смазки с мокрым картером. Масло охлаждается в отдельном водо-масляном охладителе, расположенном на верхней стороне двигателя.

Для проверки уровня масла через контрольное отверстие в левом капоте предусмотрен специальный щуп. При необходимости можно доливать масло через это отверстие (информацию о разрешенных к применению марках масла см. в разделе 2.4 «ОГРАНИЧЕНИЯ ПО СИЛОВОЙ УСТАНОВКЕ»).

Редуктор и система регулирования частоты вращения воздушного винта

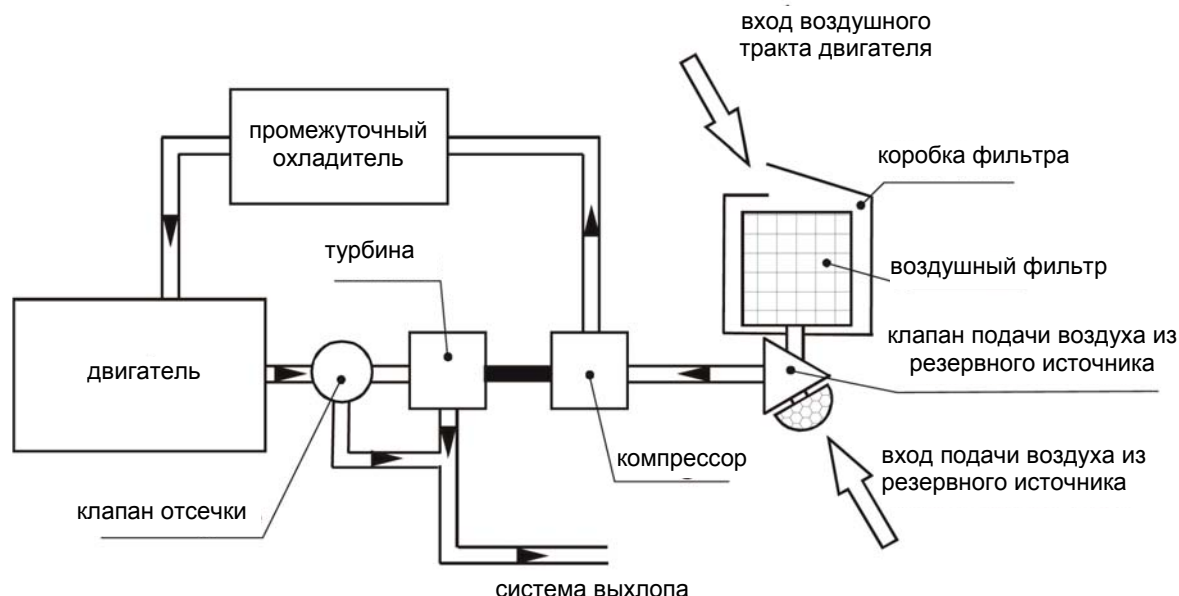
Второй масляный контур обеспечивает смазку редуктора, обслуживает систему регулирования частоты вращения воздушного винта и используется для регулирования частоты вращения.

Количество масла в редукторе можно проверить по смотровому стеклу, которое видно через контрольное отверстие с левой стороны капота.

ВНИМАНИЕ

Если количество масла в редукторе слишком мало, необходимо провести внеплановое техническое обслуживание (информацию о разрешенных к применению марках масла см. в разделе 2.4 «ОГРАНИЧЕНИЯ ПО СИЛОВОЙ УСТАНОВКЕ»).

7.9.8 СИСТЕМА ТУРБОНАДУВА



Выхлопная система состоит из коллектора, в который поступают выхлопные газы с выходов цилиндров и откуда они подаются на турбину турбокомпрессора. После турбины выхлопные газы проходят через нижнюю часть капота и выходят за пределы самолета. Излишек выхлопных газов направляется в обход турбины. Перепуск газов регулируется блоком управления двигателем при помощи клапана отсечки. Датчик давления в коллекторе после компрессора позволяет блоку управления двигателем рассчитать нужное положение клапана отсечки. Это дает возможность предотвратить развитие чрезмерного давления на малой высоте по плотности. Входящий воздух сжимается компрессором с приводом от турбины и затем охлаждается в промежуточном охладителе для повышения мощности. Охлаждение воздуха позволяет увеличить КПД благодаря более высокой плотности воздуха в радиаторе.

7.9.9 СИСТЕМА ОБНАРУЖЕНИЯ ПОЖАРА

Система обнаружения пожара в самолете DA 42 NG состоит из датчика перегрева, установленного в горячей зоне каждого двигателя. При повышении температуры в двигательном отсеке до уровня более 250°C (480°F) датчик перегрева размыкает электрическую цепь, и в окне сигнализации на основном пилотажном индикаторе (PFD) комплекса G1000 появляется аварийное сообщение.

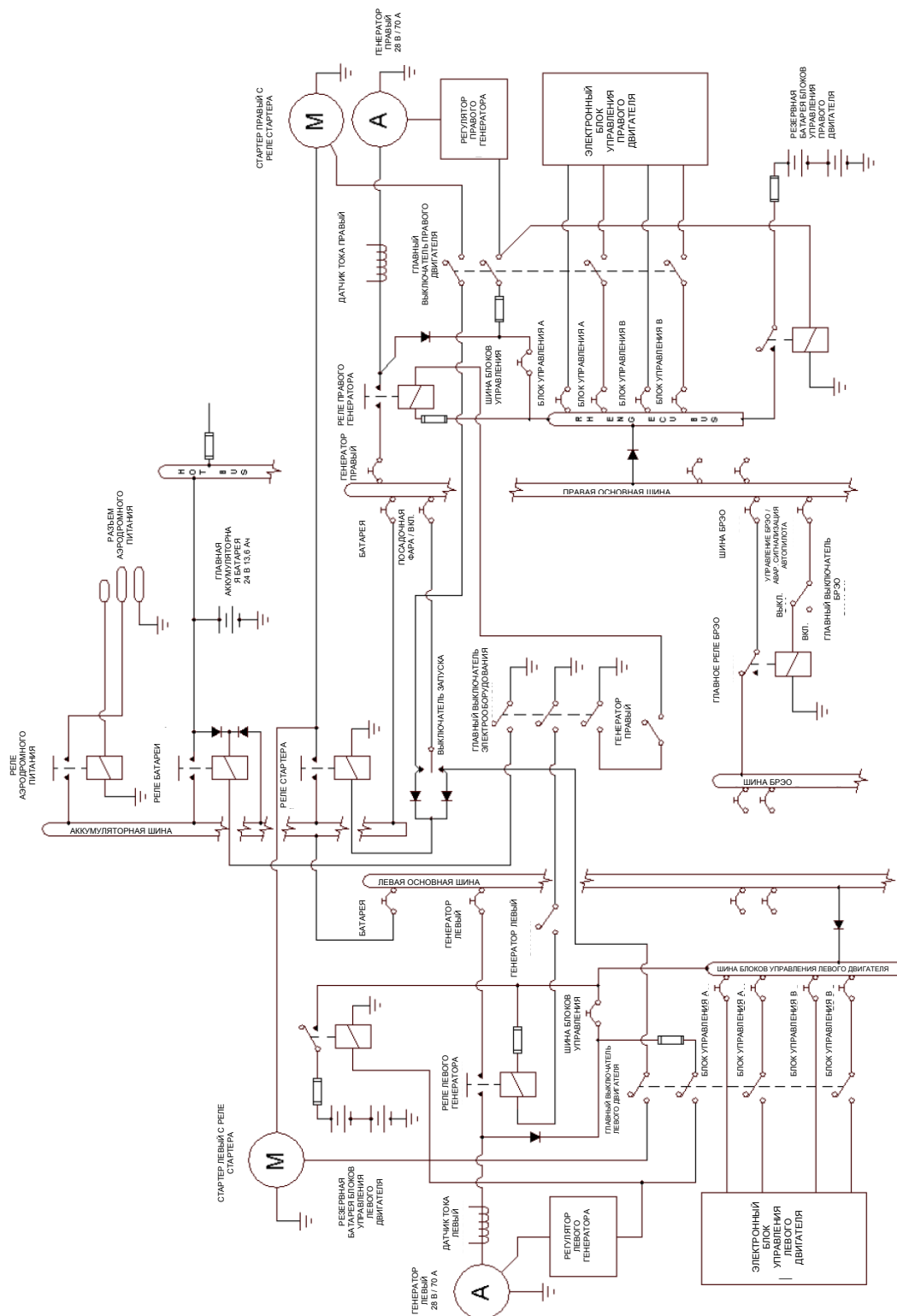
Для проверки работы датчиком перегрева (см. раздел 4А.6.1 «ПРЕДПОЛЕТНАЯ ПРОВЕРКА») нажать кнопку проверки, расположенную рядом с переключателем управления шасси. При этом должен быть подан звуковой сигнал, и в окне сигнализации основного пилотажного индикатора G1000 должно появиться аварийное сообщение о пожаре левого и правого двигателя.

ВНИМАНИЕ

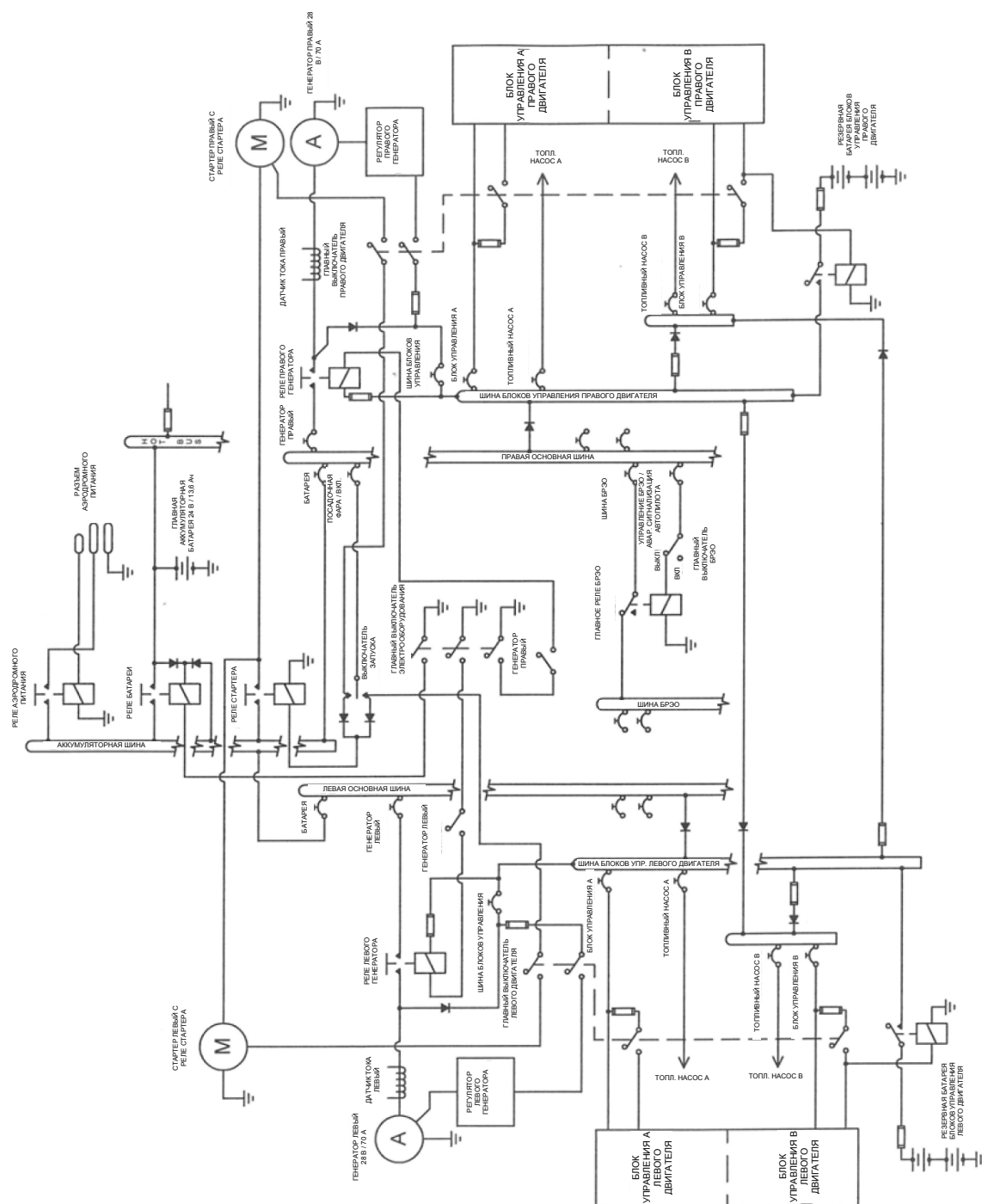
Если аварийный сигнал не подается, необходимо провести внеплановое техническое обслуживание.

7.10 ЭЛЕКТРИЧЕСКАЯ СИСТЕМА

Если не выполнена рекомендация МАМ 42-403



Если выполнена рекомендация MAM 42-403



7.10.1 ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Самолет DA 42 NG оснащен электросистемой постоянного тока с напряжением 28 В. Систему можно разделить на следующие подсистемы:

- Генерирование электроэнергии
- Хранение электроэнергии
- Распределение электроэнергии
- Потребители

Генерирование электроэнергии

Генерирование электроэнергии осуществляется двумя генераторами постоянного тока 70 А, которые установлены с левой нижней стороны каждого двигателя. Привод генераторов осуществляется через плоский ремень.

Выходная линия левого генератора подключена к ЛЕВОЙ ОСНОВНОЙ ШИНЕ через реле левого генератора и предохранитель номиналом 60 А. Выходная линия правого генератора подключена к ПРАВОЙ ОСНОВНОЙ ШИНЕ через реле правого генератора и предохранитель номиналом 60 А. Обе основные шины подключены к АККУМУЛЯТОРНОЙ ШИНЕ через предохранитель номиналом 90 А.

На выходных линиях обоих генераторов также установлены датчики тока, обеспечивающие индикацию силы тока в электросистеме, включая ток на зарядку аккумуляторной батареи, на индикаторе комплекса G1000. При отказе главной аккумуляторной батареи напряжение возбуждения на каждый генератор подается от двух последовательно соединенных герметичных свинцово-кислотных аккумуляторных батарей (резервных аккумуляторных батарей блоков управления двигателем) напряжением 12 В и емкостью 7,2 Ач, которые установлены под пассажирскими креслами. Резервные аккумуляторные батареи блоков управления двигателем обеспечивают также питание блоков управления двигателем в течение 30 минут (условие).

Подключение резервной аккумуляторной батареи блоков управления двигателем к генератору осуществляется левым (правым) выключателем ENGINE MASTER (главный выключатель двигателя) через плавкий предохранитель номиналом 10 А.

Управление генератором:

Управление каждым генератором осуществляет блок управления генератором. Блок управления измеряет выходное напряжение генератора и регулирует силу тока, подаваемого на катушки возбуждения генератора, при помощи сигнала с широтно-импульсной модуляцией (ШИМ). Для обеспечения стабильности выходного напряжения при всех значениях нагрузки и скорости выполняется соответствующее модулирование сигнала возбуждения генератора.

Блок управления генератором имеет полный набор встроенных функций диагностики, которые обеспечивают загорание предупредительного индикатора L/R ALTN FAIL (отказ генератора левого/правого) на основном пилотажном индикаторе (PFD) комплекса G1000 в случае чрезмерного понижения или повышения напряжения; а также несколько других внутренних диагностических функций.

Хранение электроэнергии

Основным элементом, выполняющим функции хранения электроэнергии, является главная свинцово-кислотная аккумуляторная батарея напряжением 24 В и емкостью 13,6 Ач, установленная в правой задней части носового багажного отсека. Главная аккумуляторная батарея подключается к АВАРИЙНОЙ АККУМУЛЯТОРНОЙ ШИНЕ и АККУМУЛЯТОРНОЙ ШИНЕ через реле аккумуляторной батареи, установленное в релейной коробке в задней центральной части носового багажного отсека.

Реле батареи управляется выключателем ELECT. MASTER (главный выключатель электрооборудования), расположенным в левой части главной приборной панели.

Кроме того, в качестве резервного источника питания резервного указателя пространственного положения (авиагоризонта) и приборов заливающего освещения установлена непerezаряжаемая батарея сухого типа. При установке выключателя EMERGENCY (аварийный выключатель) в положение ON (вкл.) на эти две системы в течение не менее 1,5 ч подается электропитание независимо от всех других электропотребителей. Исправность данной батареи необходимо проверять в ходе осмотра через каждые 100 ч. Батарею необходимо заменять каждые 2 года или каждый раз после использования (если нарушена пломба на выключателе).

Распределение электроэнергии

Распределение электроэнергии осуществляется через АВАРИЙНУЮ АККУМУЛЯТОРНУЮ ШИНУ, АККУМУЛЯТОРНУЮ ШИНУ, ЛЕВУЮ (ПРАВУЮ) ШИНУ БЛОКА УПРАВЛЕНИЯ ДВИГАТЕЛЕМ, ЛЕВУЮ (ПРАВУЮ) ОСНОВНУЮ ШИНУ и ШИНУ БРЭО.

АВАРИЙНАЯ АККУМУЛЯТОРНАЯ ШИНА:

АВАРИЙНАЯ АККУМУЛЯТОРНАЯ ШИНА подключена непосредственно к главной аккумуляторной батарее, ее отсоединение от батареи невозможно. АВАРИЙНАЯ АККУМУЛЯТОРНАЯ ШИНА используется для подачи питания на лампу для чтения карт и блок дистанционного управления и индикации (RCPI) аварийного приводного передатчика, перед которыми установлены отдельные плавкие предохранители.

АККУМУЛЯТОРНАЯ ШИНА:

АККУМУЛЯТОРНАЯ ШИНА подключена к главной аккумуляторной батарее через реле аккумуляторной батареи, управление которым осуществляется при помощи выключателя ELECT. MASTER (главный выключатель электрооборудования). АККУМУЛЯТОРНАЯ ШИНА используется для подачи электропитания на ЛЕВУЮ (ПРАВУЮ) ОСНОВНУЮ ШИНУ и тока большой мощности на оба стартера.

ШИНА БЛОКА УПРАВЛЕНИЯ ДВИГАТЕЛЕМ:

Если рекомендация МАМ 42-403 не выполнена:

ЛЕВАЯ (ПРАВАЯ) ШИНА БЛОКА УПРАВЛЕНИЯ ДВИГАТЕЛЕМ подключена к ЛЕВОЙ (ПРАВОЙ) ОСНОВНОЙ ШИНЕ через диод и к выходной линии генератора через диод и предохранитель номиналом 30 А и обеспечивает подачу электропитания на блоки управления двигателем А и В через реле левого (правого) блока управления двигателем А (В), управление которым осуществляется при помощи выключателя ENGINE MASTER (главный выключатель двигателя) левого (правого) двигателя. Для подключения блоков управления двигателем А (В) к ШИНЕ БЛОКА УПРАВЛЕНИЯ ДВИГАТЕЛЕМ выключатель ENGINE MASTER (главный выключатель двигателя) левого (правого) двигателя должен быть установлен в положение ON (вкл.).

Если рекомендация МАМ 42-403 выполнена:

ЛЕВАЯ (ПРАВАЯ) ШИНА БЛОКОВ УПРАВЛЕНИЯ ДВИГАТЕЛЕМ подключается через диод к Левой (Правой) Основной Шине и через диод и предохранитель номиналом 30 А к выходной линии напряжения генератора и обеспечивает питание блока управления двигателем А и соответствующего топливного насоса. Напряжение питания блока управления двигателем В и соответствующего топливного насоса подается от соответствующей шины блоков управления двигателем через дополнительный диод и плавкий предохранитель.

Кроме того, напряжение питания на каждый блок управления двигателем В и соответствующий топливный насос подается также от шины блоков управления двигателем противоположного двигателя через диод и плавкий предохранитель.

Для включения электронного блока управления двигателем главный выключатель (ENGINE MASTER) левого (правого) двигателя должен быть установлен в положение ON (вкл.).

Для подачи электропитания от генератора на блоки управления двигателями в случае неисправности главной аккумуляторной батареи к шинам блоков управления правым и левым двигателями подключены дополнительные герметичные свинцово-кислотные батареи (резервные батареи блоков управления двигателями).

В случае полного отказа электрооборудования самолета батареи обеспечивают работу двигателя в течение 30 минут. По истечении 30 минут возможен останов обоих двигателей.

ОСНОВНАЯ ШИНА:

ЛЕВАЯ (ПРАВАЯ) ОСНОВНАЯ ШИНА подключена к АККУМУЛЯТОРНОЙ ШИНЕ через предохранитель номиналом 90 А. ЛЕВАЯ ОСНОВНАЯ ШИНА используется для подачи электропитания потребителям, непосредственно подключенным к ЛЕВОЙ ОСНОВНОЙ ШИНЕ. ПРАВАЯ ОСНОВНАЯ ШИНА используется для подачи электропитания потребителям, непосредственно подключенным к ПРАВОЙ ОСНОВНОЙ ШИНЕ, а также к ШИНЕ БРЭО через реле, управляемое главным выключателем БРЭО.

Для подключения правой основной шины к ШИНЕ БРЭО выключатель AVIONIC MASTER (главный выключатель БРЭО) должен быть установлен в положение ON (вкл.).

Потребители

Отдельные потребители (радиостанция, стояночные огни и т.д.) подключаются к соответствующей шине через автоматы защиты (предохранители).

Обозначения и расшифровка сокращений предохранителей приводятся в разделе 1.5 «ОПРЕДЕЛЕНИЯ И АББРЕВИАТУРЫ».

Вольтметр

Вольтметр обеспечивает индикацию напряжения в электросистеме. В штатных рабочих условиях отображается напряжение генератора, в других условиях – напряжение аккумуляторной шины основной батареи.

Амперметр

Амперметр обеспечивает индикацию силы тока, подаваемого в электросистему левым (правым) генератором постоянного тока.

Посадочно-рулежные фары

Посадочно-рулежные фары установлены в центроплане. Для включения фар используются соответствующие выключатели (LANDING (посадочные фары), TAXI (рулежные фары)), расположенные в ряду выключателей на главной приборной панели.

Стояночно-проблесковые огни

Комбинированные стояночно-проблесковые огни (проблесковые световые маяки) установлены на законцовках обоих крыльев. Для включения каждой системы используется соответствующий выключатель (POSITION (стояночные огни), STROBE (проблесковые огни)), расположенные в ряду выключателей на главной приборной панели.

Заливающее освещение

Светильник заливающего света установлен над главной приборной панелью. Он обеспечивает освещение главной приборной панели, а также всех рычагов, переключателей и т.д. Для включения заливающего освещения и регулировки его яркости используется поворотная кнопка (FLOOD (заливающее освещение)) в левой части главной приборной панели.

Подсветка приборов

Для включения внутренней подсветки приборов и регулировки ее яркости используется поворотная кнопка (INSTRUMENT (подсветка приборов)) в левой части главной приборной панели.

Обогрев приемников полного давления

Приемник полного давления, обеспечивающий измерение давления для системы полного давления, оснащен электрообогревом. Для включения обогрева используется выключатель (PITOT HEAT (обогрев ПВД)), расположенный в ряду выключателей на главной приборной панели. Поддержание постоянной температуры осуществляется при помощи термореле на приемнике полного давления. Для дополнительной защиты предусмотрен также встроенный плавкий предохранитель. При срабатывании плавкого предохранителя включение обогрева ПВД невозможно, и на индикаторе отображается сигнал PITOT HT fail (отказ системы обогрева ПВД). В этом случае необходимо провести обслуживание системы. Если обогрев ПВД выключен, горит индикатор PITOT HT OFF (обогрев ПВД выключен).

Разъем аэродромного питания

Самолет DA 42 NG оснащен разъемом аэродромного питания постоянного тока напряжением 28 В, который расположен на нижней стороне носовой части фюзеляжа. При подключении аэродромного питания подается ток на реле управления, и сеть самолета подключается к системе аэродромного питания.

Разъем имеет три контакта:

- большой контакт «минус»
- большой контакт «плюс»
- малый контакт «плюс»

Защита системы от обратной полярности обеспечивается диодом.

7.10.2 ЭЛЕКТРОННЫЙ БЛОК УПРАВЛЕНИЯ ДВИГАТЕЛЕМ (EECU)

Управление двигателем и регулирование параметров двигателя

Электронный блок управления двигателем осуществляет управление исполнительными устройствами двигателя (например, топливными форсунками) в соответствии с информацией, поступающей от датчиков двигателя. Блок управления двигателем осуществляет контроль всех важных параметров работы двигателя, управление ими и их регулирование.

Установлены следующие датчики:

- Температуры масла (маслосистема двигателя) (OIL TEMP)
- Давления масла (маслосистема двигателя) (OIL PRES)
- Температуры охлаждающей жидкости (COOLANT TEMP)
- Температуры редуктора (GEARBOX)
- Частоты вращения распределительного вала (2 шт.)
- Частоты вращения коленчатого вала (2 шт.)
- Давления топлива в общем нагнетательном трубопроводе
- Давления в коллекторе
- Температуры воздуха в коллекторе
- Давления окружающего воздуха
- Регулятора оборотов воздушного винта/давления масла
- Положения рычага управления двигателем (2 шт.)
- Напряжения
- Сигнала запуска стартера
- Давления топлива
- Сигнала включения переключателя блоков управления двигателем (VOTER)
- Сигнала проверки блока управления двигателем (ECU TEST)

На основании поступивших сигналов и сравнения запрограммированных диаграмм характеристик производится расчет необходимых входных сигналов, которые подаются на двигатель через следующие линии управляющих сигналов:

- Сигнал на клапан регулятора оборотов воздушного винта
- Сигнал на клапан регулирования давления в общем нагнетательном коллекторе
- Сигналы на каждое из 4 сопел системы впрыска
- Включение свечей зажигания
- Сигнал на клапан отсечки

На основном пилотажном индикаторе (PFD) комплекса G1000 отображаются следующие сигналы:

- Включение свечей зажигания
- Состояние блока управления двигателем А
- Состояние блока управления двигателем В

Электронный блок управления двигателем состоит из двух одинаковых блоков управления двигателем. Электронный блок управления двигателем имеет встроенный переключатель VOTER (переключатель блоков управления двигателем), который предлагает переключение управления двигателем на блок, имеющий меньшую наработку или (в случае отказа) обладающий лучшими рабочими характеристиками.

При неисправности одного из блоков управления двигателем на основном пилотажном индикаторе (PFD) загорается предупредительный сигнализатор (L/R ECU A/B FAIL (неисправность блока управления A/B двигателя левого/правого)). После формирования предупредительного сообщения L/R ECU A/B FAIL (неисправность блока управления A/B двигателя левого/правого) необходимо выполнить обслуживание двигателя.

7.10.3 АВАРИЙНАЯ, ПРЕДУПРЕДИТЕЛЬНАЯ И УВЕДОМЛЯЮЩАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ

Система оповещения экипажа (CAS)

Система аварийного оповещения экипажа (CAS) G1000 обеспечивает подачу экипажу визуальных и звуковых сигналов. Сигналы разделяются на три уровня:

АВАРИЙНЫЕ СИГНАЛЫ

ПРЕДУПРЕДИТЕЛЬНЫЕ СИГНАЛЫ

УВЕДОМЛЯЮЩИЕ СИГНАЛЫ

Сигналы появляются в окне сигнализации на основном пилотажном 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).

В левом нижнем углу индикатора имеется экранная кнопка MSG (сообщение). Кнопка MSG (сообщение) в системе предупреждения экипажа выполняет две функции:

1. Нажатие кнопки MSG (сообщение) подтверждает новое аварийное / предупредительное/уведомляющее сообщение центральной системы.
2. Дополнительное нажатие кнопки MSG (сообщение) при отсутствии активных сигналов центральной системы открывает контекстную страницу вспомогательного пилотажного индикатора (AFD) с информацией обо всех активных сигналах.

Такая система позволяет экипажу просматривать все системные сигналы при переполнении окна сигнализации. При этом наиболее критичные сигналы всегда отображаются рядом с основным полем зрения пилота, и обеспечивается возможность отображения сигналов с меньшей степенью критичности на дополнительной контекстной странице (окне) вспомогательного пилотажного индикатора в случае переполнения основного окна сигнализации.

Уровни критичности сигналов

Уровень	Цвет текста	Значимость	Звуковой сигнал
Аварийный сигнал	Красный	Может потребоваться немедленное выполнение корректирующих действий	Аварийный звуковой сигнал, повторяющийся без задержки до подтверждения экипажем
Предупредительный сигнал	Янтарный	Может потребоваться выполнение корректирующих действий в будущем	Однократный аварийный звуковой сигнал
Уведомляющий сигнал	Белый		Нет
Уведомляющее сообщение	Белый		Нет
Уведомление о безопасном эксплуатационном режиме	Зеленый	Низший	Нет

Аварийная сигнализация на индикаторе комплекса G1000

Аварийные сигналы	Значение / причина
L/R ENG TEMP	Сигнал подается, если температура охлаждающей жидкости двигателя превышает 105°C.
L/R OIL TEMP	Сигнал подается, если температура масла двигателя превышает 140°C.
L/R OIL PRES	Сигнал подается, если давление масла двигателя составляет менее 1,5 бар.
L/R FUEL TEMP	Сигнал подается, если температура топлива двигателя превышает 60°C.
L/R GBOX TEMP	Сигнал подается, если температура масла редуктора превышает 120°C.
L/R FUEL PRES	Сигнал подается при низком давлении топлива двигателя.
L/R ALTN AMPS	Сигнал подается, если нагрузка генератора постоянного тока превышает 70 А.
L/R ENG FIRE	Сигнал подается при обнаружении пожара двигателя.
L/R STARTER	Сигнал информирует пилота о запуске стартера, если стартер не должен быть запущен.
DOOR OPEN	Сигнал информирует пилота о наличии открытой двери багажного отсека или фонаря или задней двери.
POSN ERROR	Сигнал подается, если комплекс G1000 работает без навигационных данных системы GPS.
ATTITUDE FAIL	Сигнал подается при отсутствии данных о пространственном положении самолета, поступающих на комплекс от курсовертикали.
AIRSPEED FAIL	Сигнал подается при отсутствии данных о воздушной скорости, поступающих на комплекс от вычислителя воздушных параметров.
ALTITUDE FAIL	Сигнал подается при отсутствии данных о высоте, поступающих на комплекс от вычислителя воздушных параметров.
VERT SPEED FAIL	Сигнал подается при отсутствии данных о вертикальной скорости, поступающих на комплекс от вычислителя воздушных параметров.

Аварийные сигналы	Значение / причина
HDG	Сигнал подается при отсутствии действительных данных о курсе, поступающих на комплекс от курсовертикали.
WARN	Сигнал подается для предупреждения о состоянии системы RAIM (автономного контроля целостности в приемнике). Убрана полоса отклонения.

Звуковые аварийные сигналы

Аварийные сигналы	Значение / причина
Шасси убрано	Аварийный звуковой сигнал, повторяющийся без задержки; подается при уборке шасси, если закрылки установлены в посадочное положение или рычаг управления двигателем установлен в положение менее 25% мощности.

Предупредительная сигнализация на индикаторе комплекса G1000

Предупредительные сигналы	Значение / причина
L/R ECU A FAIL или L/R ECU B FAIL	Сигнал подается в случае неисправности блока управления двигателем А или В. В случае несущественной неисправности сигнал можно однократно сбросить нажатием кнопки ECU TEST (проверка блока управления двигателем) и удержанием ее в течение 2 с. Тем не менее, при следующей попытке запуска двигателя сигнал подается повторно.
L/R FUEL LOW	Сигнал подается, если количество расходуемого топлива составляет менее 4 ± 1 ам. галл..
L/R VOLTS LOW	Сигнал подается, если напряжение шины составляет менее 25 В.
L/R ALTN FAIL	Сигнал подается в случае отказа генератора постоянного тока.
L/R COOL LVL	Сигнал подается при низком уровне охлаждающей жидкости двигателя.
PITOT FAIL	Сигнал подается в случае отказа обогрева ПВД.
PITOT HT OFF	Сигнал подается, если обогрев ПВД выключен.
STAL HT FAIL	Сигнал подается в случае отказа обогрева системы предупреждения о сваливании.
STAL HT OFF	Сигнал подается, если обогрев системы предупреждения о сваливании выключен.
STICK LIMIT	Отказ системы ограничения перемещения ручки управления (переменный ограничитель руля высоты).
L/R AUX FUEL E	Подача этого сигнала возможна только в том случае, если установлена система дополнительных топливных баков (по дополнительному заказу). Сигнал подается, если левый/правый дополнительный топливный бак пуст и включен насос дополнительного топливного бака.
INTEG RAIM not available	Сигнал подается, если система RAIM (система автономного контроля целостности в приемнике) недоступна.
AHRS ALIGN: Keep Wings Level	Сигнал подается во время калибровки курсовертикали.
CHECK GEAR	Шасси не выпущено полностью или не встало на замки.

Предупредительные сигналы	Значение / причина
DEICE LVL LO	Низкий уровень противообледенительной жидкости (если установлена ПОС).
DEICE PRES HI	Высокое давление в противообледенительной системе (если установлена ПОС).
DEICE PRES LO	Низкое давление в противообледенительной системе (если установлена ПОС).

Уведомляющая сигнализация на индикаторе комплекса G1000

Уведомляющие сигналы	Значение / причина
L/R GLOW ON	Сигнал подается, если на свечи зажигания подано напряжение.
L/R AUX PUMP ON	Сигнал подается во время перекачки топлива из дополнительного в основной бак (если установлен дополнительный бак).

Уведомляющие сообщения на индикаторе комплекса G1000

Уведомляющие сигналы	Значение / причина
PFD FAN FAIL	Сигнал подается при отказе вентилятора охлаждения основного пилотажного индикатора.
MFD FAN FAIL	Сигнал подается при отказе вентилятора охлаждения многофункционального индикатора.
GIA FAN FAIL	Сигнал подается при отказе вентилятора охлаждения интегрированного блока БРЭО Garmin.

7.11 СИСТЕМА ИЗМЕРЕНИЯ ПОЛНОГО И СТАТИЧЕСКОГО ДАВЛЕНИЯ

Полное давление измеряется на передней кромке приемника воздушного давления (ПВД), расположенного под левым крылом. Измерение статического давления обеспечивается приемниками статического давления в хвостовой части фюзеляжа. Для защиты от грязи и конденсации в системе установлены фильтры. Приемник воздушного давления оснащен электрообогревом.

Кран резервного приемника статического давления позволяет переключиться на использование источника статического давления в случае отказа системы измерения полного и статического давления.

7.12 СИСТЕМА ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ О СВАЛИВАНИИ

Датчик подъемной силы самолета DA 42 NG установлен на передней кромке левого крыла под линией хорды крыла. Датчик питается от электросети и обеспечивает подачу предупреждения о приближении к режиму сваливания до достижения самолетом критического угла атаки. Предупреждение о приближении к режиму сваливания подается в виде непрерывного звукового сигнала в кабине.

Предусмотрен обогрев лопасти датчика подъемной силы, монтажного основания и всего корпуса для предотвращения его обледенения. Система обогрева датчика объединена с системой обогрева ПВД.

7.13 КОМПЛЕКСНАЯ СИСТЕМА ПИЛОТАЖНОГО ОБОРУДОВАНИЯ GARMIN G1000

7.13.1 ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Комплекс БРЭО Garmin G1000 представляет собой комплексную полнофункциональную систему, выполняющую пилотажные функции, функции управления двигателем, функции связи, навигационные функции и функции наблюдения. В состав комплекса входят основной пилотажный индикатор (PFD), многофункциональный индикатор (MFD), пульт управления звуковой сигнализацией, курсовертикаль (AHRS), вычислитель воздушных параметров (ADC), а также датчики и вычислители, необходимые для обработки полетных данных и данных о параметрах работы двигателя и отображения этих данных для пилота. Комплекс включает в себя два GPS-приемника, два приемника VOR/ILS, два передатчика УКВ-связи, ответчик и комплексную систему сигнализации, обеспечивающую индикацию заданных нештатных состояний.

Блок дистанционного БРЭО расположен за каркасом заднего багажного отсека. На конце каждой ручки управления самолетом установлена кнопка тангенты (PTT) COM-радиостанции комплекса G1000. Между передними креслами имеются гнезда для подключения 4 гарнитур.

Полное описание комплекса G1000 и порядка работы с ним можно найти в документах «Комплекс Garmin G1000. Справочное руководство», № 190-00963-00, и «Руководство пилота» самолета Diamond DA 42 NG, № 190-00962-00.

ПРИМЕЧАНИЕ

Вблизи от наземных станций дальномерного оборудования (DME) в некоторых неблагоприятных условиях возможна потеря прямого сигнала наземной станции передатчиком DME Bendix/King KN 63 и его настройка на отраженный сигнал, что ведет к ошибочному измерению расстояния.

ПРИМЕЧАНИЕ

Во время уборки и выпуска шасси показания автоматического радиоконуса (АРК) могут быть неточными.

7.13.2 ОСНОВНОЙ ПИЛОТАЖНЫЙ ИНДИКАТОР (PFD)

На основном пилотажном индикаторе (PFD, см. рисунок ниже) в типовой конфигурации отображаются значения воздушной скорости, пространственного положения, высоты и курса в традиционном формате. Информация о скольжении отображается в виде трапеции под указателем крена. Одна ширина трапеции соответствует величине скольжения «один шарик». Информация о скорости разворота отображается на шкале над картушкой компаса; полное отклонение шкалы соответствует развороту по стандартной схеме. На основном пилотажном индикаторе возможно отображение следующих органов управления (по часовой стрелке, начиная с правого верхнего угла):

- * Ручка автоматической регулировки громкости и уровня частоты связи
- * Ручки установки частоты связи
- * Кнопка переключения частоты связи
- * Ручка установки высотомера (барометрического давления)
- * Ручка установки курса
- * Ручка выбора масштаба карты и органы управления курсором
- * Кнопки и ручка управления системы управления полетом (FMS)
- * Экранные кнопки основного пилотажного индикатора, включая кнопку подтверждения аварийной/предупредительной сигнализации
- * Ручка установки высоты отсчета
- * Ручка управления задатчиком курса
- * Кнопка переключения частоты навигации
- * Ручки установки частоты навигации
- * Ручка регулировки громкости на частоте навигации и устройства опознавания



На основной пилотажный индикатор выводятся сигналы и сообщения системы предупреждения экипажа (сигнализации). При формировании аварийного или предупредительного сообщения мигает аварийный или предупредительный сигнализатор на основном пилотажном индикаторе, и подается звуковой сигнал. Аварийные сигналы сопровождаются повторяющимся звуковым сигналом, предупредительные сигналы — однократным. При подтверждении сигнала мигание сигнализатора прекращается, и появляется текстовое описание сигнала (сообщение). См. разделы 3 «ДЕЙСТВИЯ В АВАРИЙНОЙ ОБСТАНОВКЕ», 4В «НЕШТАТНЫЕ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ПРОЦЕДУРЫ» и 7.10.3 «АВАРИЙНЫЕ, ПРЕДУПРЕДИТЕЛЬНЫЕ И УВЕДОМЛЯЮЩИЕ СООБЩЕНИЯ».

Уведомляющие сообщения о состоянии комплекса G1000 отображаются белым цветом и сопровождаются миганием белого уведомляющего сигнализатора. Описания сообщений и рекомендованные действия (при необходимости) см. в документах «Руководство пилота» и «Комплекс Garmin G1000. Справочное руководство».

На указателях воздушной скорости и высотомере отображаются векторы тенденций изменения соответствующих параметров в виде малиновой линии на глубину 6 с от текущего момента. Указатель скорости разворота также указывает тенденцию изменения на круговой шкале компаса.

В нештатных ситуациях возможен вывод на основной пилотажный индикатор совмещенной информации обоих индикаторов, для чего следует нажать кнопку DISPLAY BACKUP (совмещенная индикация) на пульте управления звуковой сигнализацией. В совмещенном режиме сохраняются все функции системы предупреждения экипажа, однако функции карты отсутствуют.

7.13.3 МНОГОФУНКЦИОНАЛЬНЫЙ ИНДИКАТОР (MFD)

На многофункциональном индикаторе (MFD) обычно отображаются данные о работе двигателя, карты, данные о рельефе, воздушном движении, топографическая информация, информация о плане и ходе полета. Индикатор аналогичен ранее описанному основному пилотажному индикатору и имеет те же органы управления, что и пилотажный индикатор.

Приборы контроля двигателя отображаются на многофункциональном индикаторе. Цифровые данные, поступающие с датчиков контроля двигателя, обрабатываются подсистемой приема и обработки сигналов датчиков двигателя Garmin (GEA). При выходе величины сигнала какого-либо датчика контроля двигателя за установленные для нормальной эксплуатации пределы, условные обозначения отображаются желтым цветом (предупредительный сигнал) или красным цветом и начинают мигать (аварийный сигнал).

См. также раздел 7.9.4 «ПРИБОРЫ КОНТРОЛЯ ДВИГАТЕЛЯ».

7.13.4 ПУЛЬТ УПРАВЛЕНИЯ ЗВУКОВОЙ СИГНАЛИЗАЦИЕЙ

На пульте управления звуковой сигнализацией расположены традиционные переключатели передатчика и приемника, а также органы управления встроенной системой внутренней связи и маркерным маяком. Световые индикаторы маркерного маяка отображаются на основном пилотажном индикаторе. Кроме того, последние 1/2 минуты радиообмена (прием) записываются на регистратор информации УВД. Работа органов управления сопровождается загоранием расположенных над ними световых индикаторов. Нажатие красной кнопки DISPLAY BACKUP (совмещенная индикация) переводит основной пилотажный индикатор и многофункциональный индикатор в режим совмещенной индикации.

7.13.5 КУРСОВЕРТИКАЛЬ (AHRS)

Курсовертикаль (AHRS) используется для определения пространственного положения самолета по крену и тангажу, бокового скольжения и курса по данным системы GPS, датчиков угловых скоростей, воздушных параметров и магнитному склонению. Работа курсовертикали возможна также при отсутствии некоторых из исходных сигналов. При пропадании исходных сигналов выдаются предупреждения для экипажа. Калибровка курсовертикали во время движения самолета возможна, однако происходит быстрее, если крылья самолета установлены горизонтально.

7.13.6 ВЫЧИСЛИТЕЛЬ ВОЗДУШНЫХ ПАРАМЕТРОВ (ADC)

Вычислитель воздушных параметров (ADC) обеспечивает подачу данных о воздушной скорости, высоте, вертикальной скорости и температуре воздуха в систему индикации. Кроме основных индикаторов, данная информация используется системой управления полетом (FMS) и системой информации о воздушном движении (TIS).

7.14 БОРТОВОЕ РАДИОЭЛЕКТРОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

7.14.1 СИСТЕМА АВТОПИЛОТА

Общие сведения

Система автоматического управления полетом GFC 700 представляет собой комбинированный автопилот / командный пилотажный прибор, обеспечивающий управление по 3 осям и работу в следующих режимах: задание и выдерживание высоты (ALT); демпфер рыскания; изменение эшелона с выдерживанием воздушной скорости (FLC); выдерживание вертикальной скорости (VS); навигация по радиомаякам VOR (NAV) и сигналам системы GPS (GPS); выдерживание курса (HDG); управление по тангажу и крену в режимах захода на посадку и ухода на второй круг (GA). Система состоит из органов управления автопилотом на многофункциональном индикаторе, сервомеханизмов со схемами логики автопилота, схем логики командного пилотажного прибора в блоках GIA, выключателя триммера руля высоты на ручке управления, выключателя отключения системы управления триммером и отключения автопилота на ручке управления, выключателя CWS (выключатель режима совмещенного управления) на ручке управления, выключателя GA (уход на второй круг) на рычаге управления двигателем и ручек установки высоты, истинного курса и курса следования на основном пилотажном индикаторе и многофункциональном индикаторе.

В состав автопилота GFC 700 входит электросистема управления триммером канала тангажа, которая используется автопилотом для автоматической балансировки самолета по тангажу (при включенном автопилоте) и пилотом для ручного управления триммером (при отключенном автопилоте). Для ручного управления триммером канала тангажа используется отдельный переключатель на ручке управления пилота.

Автопилот и электросистема ручного управления триммером (MET) GFC 700 не работают до успешного выполнения предполетной проверки. Предполетная проверка начинается автоматически при включении электропитания автопилота (установке главного выключателя БРЭО (AVIONIC MASTER) в положение ON (вкл.)).

Автоматическое отключение автопилота происходит в следующих случаях:

- Пропадание напряжения электропитания
- Внутренний отказ системы автопилота
- Неисправность курсовертикали
- Пропадание информации вычислителя воздушных параметров

Систему GFC 700 можно в любое время отключить одним из следующих способов:

- Нажать красную кнопку AP DISC (отключение автопилота) на ручке управления первого или второго пилота
- Сдвинуть влево (во внешнюю сторону) переключатель электросистемы ручного управления триммером на ручке первого пилота
- Нажать кнопку AP (автопилот) на панели управления автопилотом при включенном автопилоте
- Нажать кнопку GA (уход на второй круг) с левой стороны рычага управления двигателем
- Вытянуть предохранитель AUTOPILOT (автопилот)
- Установить главный выключатель БРЭО (AVIONICS MASTER) в положение OFF (выкл.)
- Установить главный выключатель электрооборудования (ELECT. MASTER) в положение OFF (выкл.)

Кроме того, сервомеханизмы автопилота отключаются от рулевых поверхностей самолета при нажатии на кнопку CWS (режим совмещенного управления) на ручке управления первого пилота и остаются в таком состоянии до отпускания кнопки CWS.

Электропитание на автопилот и электрическую систему управления триммером GFC 700 подается через главный выключатель БРЭО (AVIONICS MASTER) и предохранитель AUTOPILOT (автопилот). Главный выключатель БРЭО (AVIONICS MASTER) можно использовать в качестве дополнительного средства отключения автопилота и электрической системы управления триммером. Красный выключатель AP DISC (отключение автопилота) на ручке управления первого пилота отключает подачу электропитания на электросистему ручного управления триммером. Питание на систему не подается до отпускания выключателя.

Отказы приборов и элементов системы G1000 влияют на работу системы автоматического управления полетом GFC 700 следующим образом:

- Отказ курсовертикали приводит к отключению автопилота. Автопилот и командный пилотажный прибор не работают. Электросистема ручного управления триммером работает.
- Отказ функции курса курсовертикали приводит к невозможности работы автопилота в режиме полета по курсу (HDG). При отказе во время работы автопилота в режиме полета по курсу автопилот переключается в режим полета без крена (ROL).

- Отказ многофункционального индикатора не приводит к отключению автопилота; автопилот продолжает работу в ограниченном режиме, однако после отключения пилотом повторное включение автопилота невозможно.
- Отказ основного пилотажного индикатора приводит к отключению автопилота. Автопилот и командный пилотажный прибор не работают. Электросистема ручного управления триммером работает.
- Пропадание информации вычислителя воздушных параметров приводит к отключению автопилота.

Автопилот не работает. Командный пилотажный прибор работает, кроме режимов, требующих наличия воздушных параметров (ALT (выдерживание высоты), VS (выдерживание вертикальной скорости), FLC (изменение эшелона)). Электросистема ручного управления триммером работает.

- Отказ блока GIA 1 приводит к отключению автопилота. Автопилот, командный пилотажный прибор и электросистема ручного управления триммером не работают. Отказ блока GIA 2 также приводит к отключению автопилота и электросистемы ручного управления триммером, однако командный пилотажный прибор продолжает работать.
- Отказ резервного указателя воздушной скорости, резервного авиагоризонта, резервного высотомера или компаса не влияет на работу автопилота.
- Отказ обеих систем GPS приводит к снижению точности автопилота и командного пилотажного прибора при работе в режимах навигации (LOC (курсовой радиомаяк), BC (заход на посадку с обратным курсом), VOR, VAPP (заход на посадку по VOR)). Точность захвата курса и захвата сигналов станций можно повысить, переключаясь на время захвата курса и захвата сигналов станций в режим HDG (полет по курсу), затем переключаясь обратно в требуемый режим навигации.

Система автоматического управления полетом GFC 700, установленная на самолете Diamond DA 42 NG, состоит из следующих элементов:

- Один блок GDU со следующими кнопками управления режимами работы:
AP (включение/выключение автопилота)
FD (включение/выключение командного пилотажного прибора)
HDG (включение/выключение режима полета по курсу)
NAV (включение/выключение режима навигации)
APR (включение/выключение режима захода на посадку)

ALT (включение/выключение режима выдерживания высоты)

VS (включение/выключение режима выдерживания вертикальной скорости)

FLC (включение/выключение режима изменения эшелона)

NOSE UP (кабрирование) и NOSE DN (пикирование) (изменение заданного угла тангажа самолета)

YD (включение/выключение демпфера рыскания)

Этот блок GDU используется в качестве многофункционального индикатора.

- Сервомеханизмы с логикой управления в каналах управления по тангажу, крену, рысканию и канале управления продольной балансировкой
- Узлы крепления сервомеханизмов и кронштейны
- Логика командного пилотажного прибора в блоках GIA
- Переключатель электросистемы ручного управления триммером (MET) (раздельный переключатель) для управления продольной балансировкой на ручке управления
- Выключатель отключения системы управления триммером и отключения автопилота на ручке управления
- Выключатель CWS (режим совмещенного управления) на ручке управления
- Выключатель ухода на второй круг с левой стороны рычага управления двигателем
- Ручка установки высоты (ALT) на основном пилотажном индикаторе / многофункциональном индикаторе
- Ручка установки истинного курса (HDG) на основном пилотажном индикаторе / многофункциональном индикаторе

Команды командного пилотажного прибора и режимы работы автопилота отображаются на основном пилотажном индикаторе. Все функции системы автоматического управления полетом доступны только при исправности обоих индикаторов. В определенных случаях в режиме совмещенной индикации некоторые функции системы недоступны.

После включения электропитания системы автоматически выполняется предполетная проверка. После завершения проверки подается звуковой сигнал отключения автопилота и световые сигнализаторы PFT (предполетная проверка) и AFCS (система автоматического управления полетом) гаснут. Включение автопилота и электросистемы ручного управления триммером возможно только при успешном завершении предполетной проверки.

Сигнализация командного пилотажного прибора и режимов автопилота отображается на основном пилотажном индикаторе в нижнем поле состояния. В общем случае, зеленым цветом обозначаются текущие режимы работы, белым – следующие заданные режимы работы системы. При непосредственном задании режима пилотом сигнализатор режима не мигает. При автоматическом переключении на режим на переключение указывает мигание сигнализатора нового режима, который отображается зеленым цветом. При нештатном выходе из режима по любой причине сигнализатор режима становится желтым и мигает в течение десяти секунд, после чего загорается зеленый сигнализатор нового режима.

На штатное отключение автопилота указывает желтый мигающий сигнализатор AP (автопилот) на основном пилотажном индикаторе, индикация которого сопровождается звуковым сигналом отключения автопилота, подающимся в течение двух секунд. Штатным отключением считается отключение системы нажатием кнопки AP DISC (отключение автопилота), переключателя электросистемы ручного управления триммером, кнопки AP (автопилот) на панели многофункционального индикатора или кнопки GA (уход на второй круг). На нештатное отключение автопилота указывает красный мигающий сигнализатор AP (автопилот) на основном пилотажном индикаторе, индикация которого сопровождается непрерывным звуковым сигналом отключения автопилота. Звуковой сигнализации отключения и мигающий сигнализатор можно отключить нажатием кнопки AP DISC (отключение автопилота) с левой стороны от переключателя электросистемы ручного управления триммером.

Полное описание комплекса G1000 и порядка работы с ним можно найти в документах «Комплекс Garmin G1000. Справочное руководство», № 190-00963-00, и «Комплекс Garmin G1000. Руководство пилота» для самолета Diamond DA 42 NG, № 190-00962-00.

Электропитание

Главный выключатель БРЭО (AVIONIC MASTER) подает питание на шину БРЭО, к которой подключены предохранители радиооборудования и предохранитель автопилота.

Для защиты элементов системы автопилота GFC 700 используется следующий предохранитель:

Предохранитель	Назначение
AUTOPILOT (автопилот)	Подача питания на сервомеханизмы управления по тангажу, крену и сервомеханизм управления продольной балансировкой.

7.14.2 АВАРИЙНАЯ, ПРЕДУПРЕДИТЕЛЬНАЯ И УВЕДОМЛЯЮЩАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ СИСТЕМЫ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ ПОЛОТОМ

Сигнализация состояния системы автоматического управления полетом

На основном пилотажном индикаторе, над указателем воздушной скорости и авиагоризонтом, возможно появление следующих сигналов. Одновременно загорается только один сигнализатор, сообщения распределяются в порядке приоритетности.

Аварийные сигналы системы автоматического управления полетом

Аварийные сигналы	Значение / причина
PFT (предполетная проверка)	PREFLIGHT TEST (предполетная проверка) – неуспешное завершение предполетной проверки системы; при отказе подается звуковой сигнал.
AFCS (система автоматического управления полетом)	SYSTEM FAILURE (отказ системы) – автопилот и электросистема ручного управления триммером не работают; демпфер рыскания может работать.
PTCH (тангаж)	PITCH FAILURE (отказ управления по оси тангажа) – отказ управления по оси тангажа; автопилот не работает.
ROL (крен)	ROLL FAILURE (отказ управления по оси крена) – отказ управления по оси крена; автопилот не работает.
YAW (рыскание)	DAMPER FAILURE (отказ демпфера рыскания) – отказ управления демпфером рыскания; автопилот не работает.
PTRM (продольная балансировка)	PITCH TRIM FAILURE (отказ продольной балансировки) или залипание переключателя триммера автопилота – если автопилот включен, взять управление самолетом и отключить автопилот. Если автопилот отключен, по отдельности передвинуть выключатели управления триммером для их освобождения.

Предупредительные сигналы системы автоматического управления полетом

Предупредительные сигналы	Значение / причина
↑ELE (PB↑)	ELEVATOR MISTRIM UP (нарушение управления PB в направлении вверх) – сервомеханизм управления по тангажу прикладывает к рулю высоты постоянное усилие в указанном направлении.
↓ELE (PB↓)	ELEVATOR MISTRIM DOWN (нарушение управления PB в направлении вниз) – сервомеханизм управления по тангажу прикладывает к рулю высоты постоянное усилие в указанном направлении.
←AIL (элероны←)	AILERON MISTRIM LEFT (нарушение управления элеронами в направлении влево) – сервомеханизм управления по крену прикладывает к элеронам постоянное усилие в указанном направлении.
AIL→ (элероны→)	AILERON MISTRIM RIGHT (нарушение управления элеронами в направлении вправо) – сервомеханизм управления по крену прикладывает к элеронам постоянное усилие в указанном направлении.
←RUD (←PH)	RUDDER MISTRIM LEFT (нарушение управления PH в направлении влево) – сервомеханизм управления по оси рыскания прикладывает к рулю направления постоянное усилие в указанном направлении.
RUD→ (PH→)	RUDDER MISTRIM RIGHT (нарушение управления PH в направлении вправо) – сервомеханизм управления по оси рыскания прикладывает к рулю направления постоянное усилие в указанном направлении.

Уведомляющие сигналы системы автоматического управления полетом

Уведомляющие сигналы	Значение / причина
PFT (предполетная проверка)	PREFLIGHT TEST (предполетная проверка) – выполняется предполетная проверка системы; после завершения подается звуковой сигнал. Запрещается нажимать на выключатель AP DISC (отключение автопилота) во время проверки сервомеханизмов при их включении и во время предполетной проверки системы. Это может привести к неуспешному завершению предполетной проверки системы или сбоем при ее запуске (в случае неуспешного завершения проверки сервомеханизмов при включении). При возникновении такой ситуации необходимо выключить и снова включить электропитание сервомеханизмов.

Страница намеренно оставлена пустой.