



**РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ
DA 42 NG**

Категория летной годности : нормальная
Требования : JAR-23
Серийный номер : _____
Регистрация : _____
Док. № : 7.01.15-E
Дата выпуска : 18 февраля 2009 г.

Подпись : _____ (подпись)
Менеджер проекта со стороны EASA : _____ Hardy

Печать : _____ (печать)
Дата утверждения : 30 апреля 2009
(Дата утверждения EASA)

Настоящее Руководство по летной эксплуатации утверждено Европейским агентством авиационной безопасности (EASA) № утверждения _____ EASA.A.c.09012

**DIAMOND AIRCRAFT INDUSTRIES GMBH
N.A. OTTO-STR. 5
A-2700 WIENER NEUSTADT
AUSTRIA (АВСТРИЯ)**

Страница намеренно оставлена пустой.

ПРЕДИСЛОВИЕ

Поздравляем вас с приобретением вашего нового самолета DIAMOND DA 42 NG.

Умелая эксплуатация самолета позволяет повысить как безопасность полета, так и удовольствие от управления самолетом. Просим вас перед эксплуатацией самолета DIAMOND DA 42 NG ознакомиться с его конструкцией и особенностями.

Эксплуатация самолета разрешается только в соответствии с настоящим Руководством по летной эксплуатации и установленными в нем эксплуатационными ограничениями.

Перед началом эксплуатации самолета пилот обязан внимательно ознакомиться с настоящим Руководством по летной эксплуатации.

Если вы приобрели самолет DIAMOND DA 42 NG, ранее бывший в эксплуатации, просим вас сообщить нам свой адрес, чтобы мы могли высылать вам документацию, необходимую для безопасной эксплуатации самолета.

Настоящий документ защищен авторским правом. Все сопутствующие права, в частности, права на перевод, перепечатку, передачу по радиоканалу, копирование фотомеханическими или аналогичными средствами, а также хранение в системах обработки данных полного или частичного содержания настоящего документа сохраняются за правообладателем.

Авторское право ©: DIAMOND AIRCRAFT INDUSTRIES GMBH
N.A. Otto-Strasse 5
A-2700 Wiener Neustadt, Austria (Австрия)
Тел. : +43-2622-26700
Факс : +43-2622-26780
Эл. почта : office@diamond-air.at

0.1 УТВЕРЖДЕНИЕ

Информация, приведенная в утвержденных разделах, утверждена EASA. Вся прочая информация утверждена DAI на основании выданного EASA свидетельства DOA № EASA.21J.052 в соответствии с положениями Части 21.

0.2 РЕГИСТРАЦИЯ ИЗМЕНЕНИЙ

Все изменения, вносимые в настоящее руководство, за исключением следующих:

- Временные редакции,
- изменения уровня модификации (Раздел 1.1),
- изменения весовых и центровочных данных (Раздел 6.3),
- изменения в Перечне установленного оборудования (Раздел 6.5) и
- изменения в Перечне дополнительной документации (Раздел 9.2)

подлежат регистрации в приведенной ниже таблице.

Новый или измененный текст помечается черной вертикальной чертой на левом поле страницы с изменениями. В нижнем колонтитуле указываются номер и дата редакции.

При внесении изменений в страницы, на которых приводится информация, относящаяся к самолету с вашим серийным номером, (уровень модификации самолета, весовые и центровочные данные, Перечень установленного оборудования, Перечень дополнительной документации) эту информацию необходимо вписать в новые страницы от руки.

Титульные страницы Временных редакций (для Временных редакций) вставляются в настоящее руководство после его титульной страницы; Временные редакции используются для включения в РЛЭ информации о системах и оборудовании до следующей «постоянной» Редакции настоящего Руководства по летной эксплуатации. Если действие «постоянной» Редакции распространяется на область применения Обязательной или Необязательной рекомендации по внесению изменений в конструкцию (MAM или OAM), действие соответствующей Временной редакции в применимой части отменяется. Например, действие Редакции 5 распространяется на область применения Необязательной рекомендации OAM 42-039. В этом случае Временная редакция TR-OAM-42-039 заменяется «постоянной» Редакцией 5.

Стр. 0 - 2	Ред. 1	30 ноября 2009 г.	Док. № 7.01.15-E
------------	--------	-------------------	------------------

0.4 СОДЕРЖАНИЕ

	Раздел
ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ (неутвержденный раздел).....	1
ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ (утвержденный раздел).....	2
ДЕЙСТВИЯ В АВАРИЙНОЙ ОБСТАНОВКЕ (неутвержденный раздел).....	3
НОРМАЛЬНАЯ ЭКСПЛУАТАЦИЯ (неутвержденный раздел).....	4A
НЕШТАТНЫЕ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ПРОЦЕДУРЫ (неутвержденный раздел).....	4B
ЛЕТНО-ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ (неутвержденный раздел).....	5
ВЕСОВЫЕ И ЦЕНТРОВОЧНЫЕ ДАННЫЕ / ПЕРЕЧЕНЬ ОБОРУДОВАНИЯ (неутвержденный раздел).....	6
ОПИСАНИЕ САМОЛЕТА И ЕГО СИСТЕМ (неутвержденный раздел).....	7
ТЕХНИЧЕСКОЕ ОБСЛУЖИВАНИЕ САМОЛЕТА (неутвержденный раздел).....	8
ДОПОЛНИТЕЛЬНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ	9

Страница намеренно оставлена пустой.

РАЗДЕЛ 1 ОБЩАЯ ИНФОРМАЦИЯ

	Стр.
1.1 ВВЕДЕНИЕ.....	1-2
1.2 ОСНОВАНИЕ ДЛЯ СЕРТИФИКАЦИИ.....	1-4
1.3 ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ, ПРЕДОСТЕРЕЖЕНИЯ И ПРИМЕЧАНИЯ.....	1-4
1.4 РАЗМЕРЫ	1-5
1.5 ОПРЕДЕЛЕНИЯ И АББРЕВИАТУРЫ.....	1-7
1.6 ЕДИНИЦЫ ИЗМЕРЕНИЯ.....	1-16
1.6.1 ПЕРЕВОДНЫЕ КОЭФФИЦИЕНТЫ.....	1-16
1.6.2 ТАБЛИЦА ПЕРЕСЧЕТА ЛИТРОВ В АМЕРИКАНСКИЕ ГАЛЛОНЫ.....	1-18
1.7 ЧЕРТЕЖ В ТРЕХ ПРОЕКЦИЯХ.....	1-19
1.8 КОМПЛЕКС БРЭО G1000	1-20
1.9 ИСХОДНАЯ ДОКУМЕНТАЦИЯ.....	1-22
1.9.1 ДВИГАТЕЛЬ	1-22
1.9.2 ВОЗДУШНЫЙ ВИНТ	1-23
1.9.3 КОМПЛЕКС БРЭО	1-23

1.1 ВВЕДЕНИЕ

В настоящем Руководстве по летной эксплуатации приводится информация для пилотов и инструкторов, необходимая для безопасной и эффективной эксплуатации самолета.

Руководство по летной эксплуатации включает в себя всю информацию, с которой обязан ознакомиться пилот в соответствии с требованиями JAR-23. Кроме того, в Руководстве также приводятся дополнительные данные и указания по эксплуатации, которые, по мнению изготовителя, могут оказаться полезными для пилота.

Уровни оснащения и модификации (проектные данные) самолетов могут быть различными и зависят от серийного номера самолета. По этой причине некоторая информация, приведенная в настоящем руководстве, действительна только для соответствующих уровней оснащения и модификации. Точные сведения об оборудовании для вашего серийного номера можно найти в перечне установленного оборудования в разделе 6.5. Уровень модификации в объеме, необходимом для целей настоящего руководства, указан в следующей таблице.

Модификация	Источник	Установлено	
		<input type="checkbox"/> Да	<input type="checkbox"/> Нет
Противообледенительная система	ОАМ 42-053	<input type="checkbox"/> Да	<input type="checkbox"/> Нет
Кислородная система	ОАМ 42-055	<input type="checkbox"/> Да	<input type="checkbox"/> Нет
Дополнительные топливные баки	ОАМ 42-056	<input type="checkbox"/> Да	<input type="checkbox"/> Нет
Регулируемая спинка передних кресел	ОАМ 42-067	<input type="checkbox"/> Да	<input type="checkbox"/> Нет
Система электрической регулировки педалей руля направления	ОАМ 42-070	<input type="checkbox"/> Да	<input type="checkbox"/> Нет
Солнцезащитные щитки	ОАМ 42-101	<input type="checkbox"/> Да	<input type="checkbox"/> Нет
Модификация электросистемы	МАМ 42-403	<input type="checkbox"/> Да	<input type="checkbox"/> Нет

Настоящее Руководство по летной эксплуатации должно всегда храниться только на борту самолета. Для его хранения предназначен боковой карман левого переднего кресла. Справочное руководство по пилотажно-навигационному комплексу Garmin G1000 должно храниться в заднем кармане левого переднего кресла.

ВНИМАНИЕ

Самолет DA 42 NG оснащен двумя двигателями. При соблюдении эксплуатационных ограничений и выполнении требований к техническому обслуживанию самолет отличается высоким уровнем надежности в соответствии с требованиями сертификации. Тем не менее, полностью исключить вероятность отказа двигателя невозможно. По этой причине настоятельно рекомендуется для ночных полетов, полетов над облачностью, в приборных метеорологических условиях, а также над местностью, непригодной для посадки, выбирать полетное время и маршруты полетов таким образом, чтобы в случае отказа одного двигателя не возникало какого-либо риска.

1.2 ОСНОВАНИЕ ДЛЯ СЕРТИФИКАЦИИ

В качестве основания для сертификации используются Общие авиационные требования JAR-23 в редакции от 11 марта 1994 г. с Поправкой 1, а также дополнительно требования CRI A-01.

1.3 ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ, ПРЕДОСТЕРЕЖЕНИЯ И ПРИМЕЧАНИЯ

В настоящем Руководстве по летной эксплуатации информация, имеющая отношение к безопасности или эксплуатации самолета, помечается одним из следующих терминов:

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

Данный термин означает, что невыполнение соответствующей процедуры ведет к немедленному или существенному снижению безопасности полета.

ВНИМАНИЕ

Данный термин означает, что невыполнение соответствующей процедуры ведет к несущественному или более или менее продолжительному снижению безопасности полета.

ПРИМЕЧАНИЕ

Примечание призвано привлечь внимание к информации, не имеющей непосредственного отношения к безопасности, но которая, тем не менее, является важной или необычной.

1.4 РАЗМЕРЫ

ПРИМЕЧАНИЕ

Все приведенные ниже размеры указаны приблизительно.

Габаритные размеры

Размах крыльев	: 13,42 м	44 фута
	13,55 м	44,5 фута, включая проблесковый световой маяк
Длина	: 8,56 м	28 футов 1 дюйм
Высота	: 2,49 м	8 футов 2 дюйма

Крыло

Аэродинамический профиль	: Wortmann FX 63-137/20 – W4	
Площадь крыльев	: 16,29 м ²	175,3 кв. фута
Средняя аэродинамическая хорда	: 1,271 м	4 фута 2 дюйма
Относительное удлинение крыла	: 11,06	
Угол поперечного V	: 5°	
Стреловидность по передней кромке	: 1°	

Элерон

Площадь (общая, левый + правый)	: 0,66 м ²	7,1 кв. фута
------------------------------------	-----------------------	--------------

Закрылки

Площадь (общая, левый + : 2,18 м² 23,5 кв. фута
правый)

Горизонтальное хвостовое оперение

Площадь : 2,35 м² 25,3 кв. фута

Площадь руля высоты : 0,66 м² 7,1 кв. фута

Угол атаки : - 1,1° относительно продольной оси самолета

Вертикальное хвостовое оперение

Площадь : 2,43 м² 26,2 кв. фута

Площадь руля : 0,78 м² 8,4 кв. фута
направления

Шасси

Колея : 2,95 м 9 футов 8 дюймов

База : 1,735 м 5 футов 8 дюймов

Колесо передней опоры : 5.00-5; 10 PR, 120 миль/ч

Колесо основной опоры : 15x6.0-6; 6 PR, 120 миль/ч

1.5 ОПРЕДЕЛЕНИЯ И АББРЕВИАТУРЫ

(a) Воздушные скорости

CAS: Индикаторная воздушная скорость. Приборная воздушная скорость с учетом поправки на погрешность установки и инструментальную погрешность. Индикаторная воздушная скорость равна истинной воздушной скорости в стандартных атмосферных условиях (международная стандартная атмосфера, ISA) на среднем уровне моря.

IAS: Приборная скорость по указателю воздушной скорости.

KCAS: Индикаторная воздушная скорость в узлах.

KIAS: Приборная воздушная скорость в узлах.

TAS: Истинная воздушная скорость. Скорость самолета относительно воздуха. Истинная воздушная скорость – это индикаторная воздушная скорость с учетом поправок на высоту и температуру воздуха.

V_0 : Эксплуатационная маневренная скорость. После превышения этой скорости запрещается полное или резкое отклонение рулевых поверхностей.

V_{FE} : Максимальная скорость полета с выпущенными закрылками. Запрещается превышение данной скорости при определенном положении закрылков.

V_{LE} : Максимальная скорость полета при выпущенном шасси. Запрещается превышение данной скорости при выпущенном шасси.

V_{LOE} : Максимальная скорость выпуска шасси. Запрещается превышение данной скорости при выпуске шасси.

V_{LOR} : Максимальная скорость уборки шасси. Запрещается превышение данной скорости при уборке шасси.

V_{MC} : Минимальная эволютивная скорость. Минимальная скорость, необходимая для сохранения управляемости самолета с одним неработающим двигателем.

V_{NE} : Непревышаемая скорость в спокойном воздухе. Превышение данной скорости запрещается вне зависимости от обстоятельств.

- V_{NO} : Максимальная конструкционная крейсерская скорость. Превышение данной скорости допускается только в спокойном воздухе, при соблюдении должных мер предосторожности
- V_S : Скорость сваливания, или минимальная непрерывная скорость, при которой сохраняется управляемость самолета в определенной конфигурации.
- V_{S0} : Скорость сваливания, или минимальная непрерывная скорость, при которой сохраняется управляемость самолета в посадочной конфигурации.
- V_{S1} : Скорость сваливания, или минимальная непрерывная скорость, при которой сохраняется управляемость самолета с убранными закрылками и шасси.
- V_{SSE} : Минимальная эволютивная скорость при обучении. Минимальная скорость, необходимая в случае намеренного останова одного двигателя или при работе одного двигателя в режиме малого газа (при обучении).
- V_x : Скорость для набора высоты под наилучшим углом.
- V_y : Скорость для набора высоты с наибольшей скороподъемностью.
- V_{YSE} : Скорость для набора высоты с наибольшей скороподъемностью при одном неработающем двигателе.

(b) Метеорологические термины

- ISA: Международная стандартная атмосфера. Условия, в которых воздух имеет свойства идеального сухого газа. Температура на среднем уровне моря 15°C (59°F), давление воздуха на среднем уровне моря $1013,25$ гПа ($29,92$ дюйм рт. ст.); градиент температуры до высоты, на которой температура достигает $-56,5^{\circ}\text{C}$ ($-69,7^{\circ}\text{F}$), равен $-0,0065^{\circ}\text{C}/\text{м}$ ($-0,00357^{\circ}\text{F}/\text{фут}$); выше этой высоты $0^{\circ}\text{C}/\text{м}$ ($0^{\circ}\text{F}/\text{фут}$).
- MSL: Средний уровень моря.
- OAT: Температура наружного воздуха.

QNH: Теоретическое атмосферное давление на среднем уровне моря, рассчитываемое по превышению точки измерения над средним уровнем моря и фактическому атмосферному давлению в точке измерения.

Высота по плотности:

Высота в условиях международной стандартной атмосферы, на которой плотность воздуха равна текущей плотности воздуха.

Приборная барометрическая высота:

Показания высоты по высотомеру, установленному на 1013,25 гПа (29,92 дюйма рт. ст.).

Барометрическая высота:

Высота по показаниям барометрического высотомера, установленного на 1013,25 гПа (29,92 дюйма рт.ст.). Барометрическая высота равна приборной барометрической высоте с учетом поправки на погрешность установки и инструментальную погрешность.

Для целей настоящего Руководства по летной эксплуатации инструментальная погрешность высотомера принята равной нулю.

Ветер: Значения скорости ветра, указанные на диаграммах в настоящем руководстве, следует рассматривать как встречную или попутную составляющую измеренной скорости ветра.

(с) Летные характеристики и планирование полета

AGL: Над уровнем земли.

Разрешенная боковая составляющая ветра:

Скорость боковой составляющей ветра, при которой в ходе испытаний для получения сертификата типа была продемонстрирована достаточная маневренность при взлете и посадке.

MET: Метео-, оповещение о метеорологических условиях.
NAV: Навигация, планирование маршрута.
RoC: Скорость набора высоты.

(d) Весовые и центровочные данные

CG: Центр тяжести (центр масс). Воображаемая точка, в которой, по предположению, сосредоточена масса самолета, принятая для расчета веса и центровки. Расстояние от этой точки до базовой плоскости равно плечу момента центра тяжести.

Плечо момента центра тяжести:

Плечо момента, полученное делением суммы отдельных моментов самолета на его общую массу.

Пределы центра тяжести:

Диапазон положений центра тяжести, в пределах которого должна осуществляться эксплуатация самолета при определенной массе.

DP: Базовая плоскость; воображаемая вертикальная плоскость, от которой производится измерение всех горизонтальных расстояний при расчете центра тяжести.

Масса пустого самолета:

Масса самолета, включающая неиспользуемый остаток топлива, все рабочие жидкости и максимальное количество масла.

Максимальная взлетная масса:

Максимальная допустимая масса для взлета.

Максимальная посадочная масса:

Наибольшая масса для посадки при максимальной скорости снижения. Данная скорость использовалась при прочностных расчетах для определения нагрузок на шасси в условиях особо жесткой посадки.

Плечо момента: Горизонтальное расстояние от базовой плоскости до центра тяжести элемента.

Момент: Произведение массы элемента на его плечо момента.

Расходуемое топливо:

Количество топлива для планирования полета.

Неиспользуемый остаток топлива:

Количество топлива в баке, которое нельзя использовать для полета.

Полезная нагрузка:

Разность взлетной массы и массы пустого самолета.

(e) Двигатель

EECU: Электронный блок управления двигателем.

Об/мин: Число оборотов в минуту (скорость вращения воздушного винта).

Температура топлива для пуска двигателя:

Если температура топлива превышает данную температуру, разрешается запуск двигателя.

Температура топлива для взлета:

Если температура топлива превышает данную температуру, разрешается перевод двигателя на взлетную мощность.

OEI: С одним неработающим двигателем

(f) Назначение предохранителей на главной приборной панели**ОСНОВНАЯ ЛЕВАЯ ШИНА:**

COM1	Радио COM №1
GPS/NAV1	Приемник системы GPS и NAV № 1
XPDR	Ответчик
ENG INST	Приборы контроля двигателя
PITOT (ПВД)	Система обогрева приемников полного давления
XFER PUMP/DE-ICE	Насос дополнительного топливного бака / противообледенительная система
TAXI/MAP/ACL	Рулежные фары, лампа для чтения карт, проблесковый световой маяк
FLOOD	Заливающее освещение
PFD	Основной пилотажный индикатор
ADC	Вычислитель воздушных параметров
AHRS	Курсовертикаль
GEAR WRN/ELEV. LIMIT	Сигнализация шасси / переменный ограничитель руля высоты
GEAR	Управление шасси

ОСНОВНАЯ ПРАВАЯ ШИНА:

MFD	Многофункциональный индикатор
AH	Авиагоризонт
STALL WRN	Система предупреждения о сваливании
FLAP	Система управления закрылками
LDG LT/START	Посадочные фары / включение
INST LT/ NAV LT	Освещение приборов и аэронавигационные огни
AV/CDU/FAN	Вентиляторы охлаждения БРЭО и блока управления и индикации
AVIONIC BUS	ШИНА БРЭО
AV CONT./AP.WRN	Управление БРЭО / аварийная сигнализация автопилота (не используется)

ШИНА БРЭО:

COM2	Радио COM №2
GPS/NAV2	Приемник системы GPS и NAV №2
AUDIO	Пульт управления звуковой сигнализацией
AUTO PILOT	Система автопилота
Wx 500	Грозоотметчик
ADF	Автоматический радиокompас (АРК)
DME	Дальномерное оборудование
Wx RDR	Метеорологическая РЛС
TAS	Система информирования о воздушном движении
DATA LINK	Система обмена данными GDL 69A

ШИНА БЛОКОВ УПРАВЛЕНИЯ ЛЕВЫМ ДВИГАТЕЛЕМ:

ECU BUS (шина блоков управления двигателем)	LH ECU Bus (шина блока управления левым двигателем)
ECU B (блок управления двигателем B)	LH ECU B (блок управления левым двигателем B)
ECU A (блок управления двигателем A)	LH ECU A (блок управления левым двигателем A)

ШИНА ЛЕВАЯ:

ALT.LH	Генератор постоянного тока левый
BATT	Аккумуляторная батарея

ШИНА БЛОКОВ УПРАВЛЕНИЯ ДВИГАТЕЛЯ ЛЕВАЯ:

ECU A (блок управления двигателем A)	LH ECU A (блок управления левым двигателем A) (если он установлен)
ECU B (блок управления двигателем B)	LH ECU B (блок управления левым двигателем B) (если он установлен)

ТОПЛИВНЫЕ НАСОСЫ ЛЕВОГО ДВИГАТЕЛЯ:

FUEL PUMP A	Топливный насос, блок управления А левого двигателя
FUEL PUMP B	Топливный насос, блок управления В левого двигателя

ШИНА БЛОКОВ УПРАВЛЕНИЯ ПРАВОГО ДВИГАТЕЛЯ:

ECU BUS (шина блоков управления двигателем)	RH ECU Bus (шина блоков управления правым двигателем)
ECU B (блок управления двигателем В)	RH ECU B (блок управления правым двигателем В)
ECU A (блок управления двигателем А)	RH ECU A (блок управления правым двигателем А)

ШИНА ПРАВАЯ:

ALT.RH	Генератор постоянного тока правый
BATT	Аккумуляторная батарея

ШИНА БЛОКОВ УПРАВЛЕНИЯ ПРАВАЯ:

ECU A (блок управления двигателем А)	RH ECU A (блок управления правым двигателем А) (если он установлен)
ECU B (блок управления двигателем В)	RH ECU B (блок управления правым двигателем В) (если он установлен)

ТОПЛИВНЫЕ НАСОСЫ ПРАВОГО ДВИГАТЕЛЯ:

FUEL PUMP A	Топливный насос, блок управления А правого двигателя
FUEL PUMP B	Топливный насос, блок управления В правого двигателя

(g) Оборудование

ELT: Аварийный приводной передатчик.

(h) Рекомендации по внесению изменений в конструкцию

MÄM: Обязательная рекомендация по внесению изменений в конструкцию.

OÄM: Необязательная рекомендация по внесению изменений в конструкцию.

VÄM: Рекомендация по внесению изменений в конструкцию для варианта исполнения

(i) Разное

ACG: Austro Control GmbH
(Австрийское управление контроля летной годности).

УВД: Управление воздушным движением.

CFRP: Пластмасса, армированная углеволокном (углепластик).

EASA: Европейское агентство авиационной безопасности.

EPU: Внешний блок питания.

GIA: Интегрированный блок БРЭО Garmin.

GFRP: Пластмасса, армированная стекловолокном (стеклопластик).

JAR: Общие авиационные требования.

JC/VP: Общая процедура сертификации/валидации.

PCA: Первичный орган сертификации.

1.6 ЕДИНИЦЫ ИЗМЕРЕНИЯ

1.6.1 ПЕРЕВОДНЫЕ КОЭФФИЦИЕНТЫ

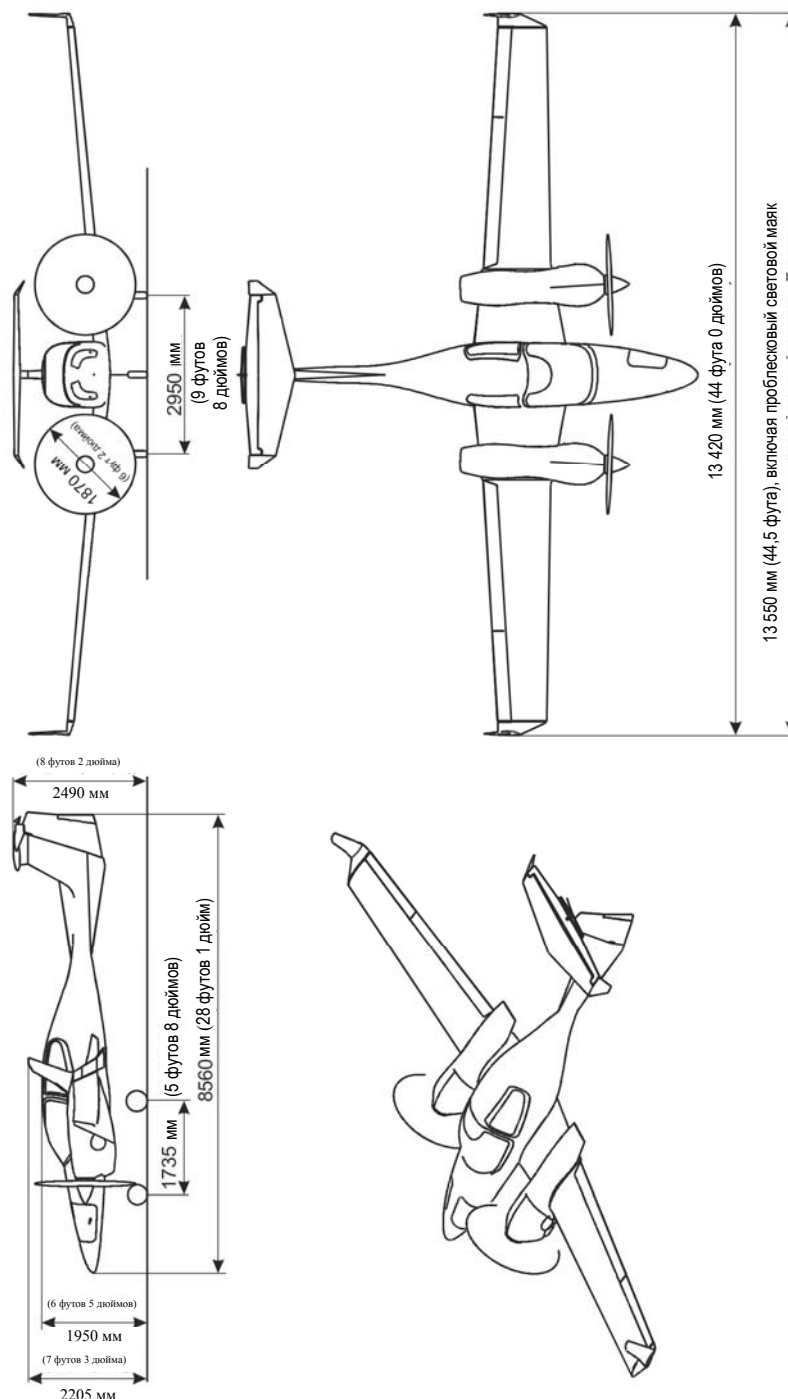
Величина	Единицы СИ	Амер. единицы	Формула пересчета
Длина	[мм] миллиметр	[дюйм] дюйм	$[мм] / 25,4 = [дюйм]$
	[м] метр	[фут] фут	$[м] / 0,3048 = [фут]$
	[км] километр	[мор. миля] морская миля	$[км] / 1,852 = [мор. миля]$
Объем	[л] литр	[ам. галл.] ам. галлон	$[л] / 3,7854 = [ам. галл.]$
		[кварт] ам. кварта	$[л] / 0,9464 = [кварт]$
Скорость	[км/ч] километр в час	[узл] узел	$[км/ч] / 1,852 = [узл]$
	[м/с] метр в секунду	[мил/ч] миля в час	$[км/ч] / 1,609 = [мил/ч]$
		[фут/мин] фут в минуту	$[м/с] \times 196,85 = [фут/мин]$
Частота вращения	[об/мин] обороты в минуту		--
Масса	[кг] килограмм	[фунт] фунт	$[кг] \times 2,2046 = [фунт]$
Сила, вес	[Н] ньютон	[фунт-сила] фунт-силы	$[Н] \times 0,2248 = [фунт-сила]$
Давление	[гПа] гектопаскаль	[дюйм рт.ст.] дюйм ртутного столба	$[гПа] = [мбар]$ $[гПа] / 33,86 = [дюйм рт.ст.]$
	[мбар] миллибар	[фунт/ кв. дюйм] фунт на квадратный дюйм	$[бар] \times 14,504 = [фунт/кв. дюйм]$
	[бар] бар		
Температура	[°C] градус Цельсия	[°F] градус Фаренгейта	$[°C] \times 1,8 + 32 = [°F]$ $([°F] - 32) / 1,8 = [°C]$

Величина	Единицы СИ	Амер. единицы	Формула пересчета
Сила электрического тока	[А] ампер		--
Электрический заряд (емкость батареи)	[Ач] ампер-час		--
Электрическое напряжение	[В] вольт		--
Время	[с] секунда		--

1.6.2 ТАБЛИЦА ПЕРЕСЧЕТА ЛИТРОВ В АМЕРИКАНСКИЕ ГАЛЛОНЫ

Литры	Амер. галлоны	Амер. галлоны	Литры
5	1,3	1	3,8
10	2,6	2	7,6
15	4,0	4	15,1
20	5,3	6	22,7
25	6,6	8	30,3
30	7,9	10	37,9
35	9,2	12	45,4
40	10,6	14	53,0
45	11,9	16	60,6
50	13,2	18	68,1
60	15,9	20	75,7
70	18,5	22	83,3
80	21,1	24	90,9
90	23,8	26	98,4
100	26,4	28	106,0
110	29,1	30	113,6
120	31,7	32	121,1
130	34,3	34	128,7
140	37,0	36	136,3
150	39,6	38	143,8
160	42,3	40	151,4
170	44,9	45	170,3
180	47,6	50	189,3

1.7 ЧЕРТЕЖ В ТРЕХ ПРОЕКЦИЯХ



1.8 КОМПЛЕКС БРЭО G1000

1. Комплекс БРЭО G1000 представляет собой комплексную полнофункциональную систему, выполняющую пилотажные функции, функции управления двигателем, функции связи, навигационные функции и функции наблюдения. Комплекс включает в себя основной пилотажный индикатор (PFD), многофункциональный индикатор (MFD), пульт управления звуковой сигнализацией, вычислитель воздушных параметров (ADC), курсовертикаль (AHRS), блок приема и обработки сигналов датчиков двигателя (GEA), а также интегрированный блок БРЭО (GIA), в который входит оборудование УКВ-связи, навигационное УКВ-оборудование, а также оборудование GPS (глобальной системы определения местоположения).
2. Основной функцией основного пилотажного индикатора является обеспечение пилота индикацией данных о высоте, курсе, воздушных параметрах, навигационных данных, а также предупреждений. Основной пилотажный индикатор может также использоваться для планирования полета. Основной функцией многофункционального индикатора является индикация данных о двигателе, картографической информации и данных о рельефе местности, а также планирование полета. Пульт управления звуковой сигнализацией используется для переключения радиоканалов передачи и приема, управления функциями внутренней связи и маркерного радиомаяка.
3. Основной функцией оборудования УКВ-связи комплекса G1000 является обеспечение внешней радиосвязи. Основной функцией оборудования VOR/ILS является прием и демодуляция сигналов всенаправленных радиомаяков (VOR), курсовых радиомаяков и сигналов канала глиссады. Основной функцией оборудования GPS комплекса является прием сигналов GPS-спутников, восстановление данных об орбитах спутников, измерение дальности и скорости на основании доплеровского эффекта и обработка данной информации в реальном времени для получения информации о местоположении и скорости пользователя, а также времени.
4. GPS-приемник Garmin G1000 продемонстрировал соответствие требованиям к точности для выполнения следующих видов полетов при условии наличия в зоне видимости приемника достаточного количества спутников с достаточной силой сигнала:
 - (a) Полеты по маршруту, полеты над океаном, полеты в районе аэродрома (визуальные (VFR) и по приборам (IFR)); а также неточные заходы на посадку по приборам (GPS, Loran-C, VOR, VOR-DME, TACAN, NDB, NDB-DME, RNAV) в пределах Национальной системы воздушного пространства США в соответствии с требованиями AC 20-138A.

- (b) Заходы на посадку по GPS с использованием зональной навигации (RNAV) – GPS-приемник G1000 отвечает требованиям AC 20-138(A) в части, относящейся к заходам на посадку по GPS с использованием зональной навигации (RNAV). Сюда входит подкатегория заходов на посадку по GPS (RNAV) GPS с использованием зональной навигации (RNAV) при условии наличия достоверных данных GPS.
- (c) Система отвечает требованиям к точности, установленным для воздушного пространства RNP5 (BRNAV) рекомендательным циркуляром AC 90-96, а также требованиям циркуляров AC 20-138A, EASA AMC 20-4 и приказа FAA 8110.60 в части полетов над океаном и в удаленных районах при условии наличия достоверных навигационных данных, поступающих от GPS-приемника.

Для навигации используется опорная система геодезических координат WGS-84 (NAD-83). В качестве навигационных данных GPS используются данные системы GPS, эксплуатация которой осуществляется США.

1.9 ИСХОДНАЯ ДОКУМЕНТАЦИЯ

В данном разделе приводится перечень документов, руководств и прочей документации, которая использовалась в качестве источника при подготовке настоящего Руководства по летной эксплуатации, с указанием издателя документов. Тем не менее, руководствоваться необходимо только информацией, которая приводится в настоящем Руководстве по летной эксплуатации.

1.9.1 ДВИГАТЕЛЬ

Адрес: Austro Engine GmbH
Rudolf Diesel-Str. 11
A-2700 Wiener Neustadt
AUSTRIA (АВСТРИЯ)

Телефон: +43-2622-23 000

Факс: +43-2622-23 000 - 2711

Интернет: www.austroengine.at

Документы: Руководство по эксплуатации E4.01.01, ред. 1 или более поздняя

Владелец сертификата типа на двигатель: Diamond Aircraft Industries GmbH
N.A. Otto-Straße 5
A-2700 Wiener Neustadt
AUSTRIA (АВСТРИЯ)

1.9.2 ВОЗДУШНЫЙ ВИНТ

Адрес: mt-propeller
Airport Straubing Wallmühle
D-94348 Atting
GERMANY (ГЕРМАНИЯ)

Телефон: +49-(9429)-9409-0

E-mail: sales@mt-propeller.com

Интернет: www.mt-propeller.de

Документы: Воздушный винт гидравлический с изменяемым шагом E-124.
Руководство по установке и эксплуатации
MTV -5, -6, -9, -11, -12, -14, -15, -16, -21, -22, -25

1.9.3 КОМПЛЕКС БРЭО

Адрес: Garmin International, Inc.
1200 East 151st Street
Olathe, Kansas 66062
USA (США)

Телефон: +1-(913)-3978200

Факс: +1-(913)-3978282

Интернет: www.garmin.com

Документы: Комплекс G1000. Справочное руководство
№ 190-00963-00, последняя редакция
Комплекс G1000. Руководство пилота
№ 190-00962-00, последняя редакция

Страница намеренно оставлена пустой.

РАЗДЕЛ 2 ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ

2.1	ВВЕДЕНИЕ.....	2-3
2.2	ВОЗДУШНАЯ СКОРОСТЬ	2-4
2.3	ОБОЗНАЧЕНИЯ НА УКАЗАТЕЛЕ ВОЗДУШНОЙ СКОРОСТИ	2-5
2.4	ОГРАНИЧЕНИЯ ПО СИЛОВОЙ УСТАНОВКЕ.....	2-6
2.5	ОБОЗНАЧЕНИЯ КИП ДВИГАТЕЛЯ.....	2-10
2.6	АВАРИЙНАЯ, ПРЕДУПРЕДИТЕЛЬНАЯ И УВЕДОМЛЯЮЩАЯ ИНДИКАЦИЯ ..	2-11
	2.6.1 АВАРИЙНАЯ, ПРЕДУПРЕДИТЕЛЬНАЯ И УВЕДОМЛЯЮЩАЯ ИНДИКАЦИЯ НА ЭКРАНЕ КОМПЛЕКСА G1000.....	2-11
	2.6.2 ПРОЧИЕ АВАРИЙНЫЕ СИГНАЛЫ	2-14
2.7	МАССА (ВЕС)	2-15
2.8	ЦЕНТРОВКА	2-16
2.9	РАЗРЕШЕННЫЕ МАНЕВРЫ.....	2-17
2.10	КОЭФФИЦИЕНТЫ ЭКСПЛУАТАЦИОННОЙ ПЕРЕГРУЗКИ ПРИ МАНЕВРИРОВАНИИ.....	2-18
2.11	ЭКСПЛУАТАЦИОННАЯ ВЫСОТА.....	2-19
2.12	ЛЕТНЫЙ ЭКИПАЖ	2-19
2.13	ВИДЫ ПОЛЕТОВ	2-19
2.14	ТОПЛИВО	2-22
2.15	ТРАФАРЕТЫ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ ОГРАНИЧЕНИЙ	2-24
2.16	ПРОЧИЕ ОГРАНИЧЕНИЯ.....	2-28
	2.16.1 ТЕМПЕРАТУРА ТОПЛИВА.....	2-28
	2.16.2 ЗАРЯД АККУМУЛЯТОРНОЙ БАТАРЕИ	2-28
	2.16.3 АВАРИЙНЫЙ ВЫКЛЮЧАТЕЛЬ.....	2-28
	2.16.4 ЗАМОК ДВЕРИ	2-28

2.16.5 ЭЛЕКТРОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ.....	2-28
2.16.6 КОМПЛЕКС БРЭО GARMIN G1000.....	2-29
2.16.7 ОГРАНИЧЕНИЯ ПО АВТОПИЛОТУ.....	2-33
2.16.8 КУРЕНИЕ	2-35
2.16.9 НАЗЕМНАЯ ЭКСПЛУАТАЦИЯ	2-35
2.16.10 ИСПОЛЬЗОВАНИЕ СОЛНЦЕЗАЩИТНЫХ ЩИТКОВ.....	2-35

2.1 ВВЕДЕНИЕ

В разделе 2 настоящего Руководства по летной эксплуатации приводится информация об эксплуатационных ограничениях, обозначениях и трафаретах приборов, необходимых для безопасной эксплуатации самолета, его силовых установок, стандартных систем и стандартного оборудования.

Ограничения, перечисленные в этом разделе, являются утвержденными.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

Не допускается эксплуатация самолета за пределами утвержденных эксплуатационных ограничений.

2.2 ВОЗДУШНАЯ СКОРОСТЬ

	Воздушная скорость		Приборная воздушная скорость (узлов)	Примечания
V_O	Эксплуатационная маневренная скорость.	свыше 1800 кг (3968 фунтов)	122 узла	После превышения этой скорости запрещается полное или резкое перемещение рулевых поверхностей.
		свыше 1700 кг (3748 фунтов)	119 узлов	
		до 1700 кг (3748 фунтов)	112 узлов	
V_{FE}	Максимальная скорость полета с выпущенными закрылками	Посадка	113 узлов	Запрещается превышение указанных значений при соответствующих положениях закрылков.
		Заход	133 узла	
V_{LO}	Максимальная скорость при выпуске / уборке шасси	Выпуск	V_{LOE} 188 узлов	После превышения данной скорости выпуск / уборка шасси запрещается.
		Уборка	V_{LOR} 152 узла	
V_{LE}	Максимальная скорость полета при выпущенном шасси		188 узлов	Превышение данной скорости с выпущенным шасси запрещается.
V_{MCA}	Минимальная эволютивная воздушная скорость		76 узлов	При полете с одним неработающим двигателем воздушная скорость должна превышать данное значение.
V_{NO}	Максимальная конструкционная крейсерская скорость		151 узел	Превышение данной скорости допускается только в спокойном воздухе при соблюдении должных мер предосторожности.
V_{NE}	Непревышаемая скорость в спокойном воздухе		188 узлов	Превышение данной скорости запрещается вне зависимости от обстоятельств.

2.3 ОБОЗНАЧЕНИЯ НА УКАЗАТЕЛЕ ВОЗДУШНОЙ СКОРОСТИ

Обозначение	Приборная воздушная скорость (узлов)	Значение
Белая дуга	62–113 узлов	Диапазон скорости с полностью выпущенными закрылками.
Зеленая дуга	69–151 узел	Нормальный рабочий диапазон.
Желтая дуга	151–188 узлов	Критический диапазон – только в спокойном воздухе.
Синяя радиальная черта	85 узлов	Скорость для набора высоты с наибольшей скороподъемностью при одном неработающем двигателе.
Красная радиальная черта	76 узлов	Минимальная эволютивная скорость при одном неработающем двигателе.
Красная радиальная черта	188 узлов	Максимальная непревышаемая скорость для всех режимов полета (v_{NE}).

2.4 ОГРАНИЧЕНИЯ ПО СИЛОВОЙ УСТАНОВКЕ

- a) Число двигателей : 2
- b) Изготовитель двигателя : Austro Engine
- c) Модель двигателя : E4-B
- d) Ограничения на частоту вращения вала двигателя (по частоте вращения воздушного винта)
- | | |
|---------------------------|--|
| Максимальная взлетная | : 2300 об/мин в течение не более 5 мин |
| Номинальная | : 2100 об/мин |
| Заброс оборотов двигателя | : 2500 об/мин в течение не более 20 с |
- e) Мощность двигателя
- | | |
|--------------------------------|---|
| Максимальная взлетная мощность | : 100% (123,5 кВт) в течение не более 5 мин |
| Номинальная мощность | : 92% (114 кВт) |
- f) Давление масла (абсолютное)
- | | |
|----------------------------|-------------|
| Минимальное < 1500 об/мин | : 1,5 бар |
| Минимальное >= 1500 об/мин | : 2,5 бар |
| Максимальное | : 6,5 бар |
| Нормальный диапазон | : 2,5–6 бар |
- g) Запас масла
- | | |
|---------------------------|-----------|
| Минимальный | : 5 л |
| Максимальный | : 7,0 л |
| Максимальный расход масла | : 0,1 л/ч |
- h) Температура масла
- | | |
|---------------------|----------|
| Минимальная | -30°C |
| Максимальная | 140°C |
| Нормальный диапазон | 50–125°C |

i) Температура редуктора

Минимальная : -30°C

Минимальная
(при полной нагрузке) : 35°C

Максимальная : 120°C

ПРИМЕЧАНИЕ

Изготовитель двигателя не устанавливает требования к критическому диапазону температуры редуктора (обозначен желтым цветом). Тем не менее, увеличение температуры редуктора происходит с определенной задержкой после увеличения режима двигателя. По этой причине был введен критический диапазон указателя температуры редуктора на индикаторе комплекса G1000 с целью привлечь внимание пилота к тому, что температура редуктора приближается к максимальному допустимому пределу. Ограничения по времени работы в критическом диапазоне температуры редуктора не устанавливаются.

j) Температура охлаждающей жидкости

Минимальная (при запуске) : -30°C

Минимальная (при полной
нагрузке) : 60°C

Максимальная : 105°C

к) Температура топлива

Минимальная : -25°C

Максимальная : 60°C

l) Давление топлива

Минимальное : 4 бар

Максимальное : 7 бар

ПРИМЕЧАНИЕ

На индикаторе комплекса G1000 отсутствует указатель давления топлива. При падении давления ниже установленного предела загорается сигнализатор давления топлива на основном пилотажном индикаторе.

m) Напряжение

Минимальное : 24,1 В

Максимальное : 32,0 В

n) Сила тока

Максимальная : 70 А

o) Изготовитель воздушного винта

: mt-Propeller

p) Модель воздушного винта

: MTV-6-R-C-F / CF 187-129

q) Диаметр воздушного винта

: 187 см

r) Угол установки лопасти винта (при 0,75 R)

: $12^{\circ} \pm 0,2^{\circ}$ (малый шаг)

$15^{\circ} \pm 1^{\circ}$ (фиксация рабочего положения)

$81^{\circ} \pm 1^{\circ}$ (флюгирование)

s) Регулятор оборотов

: Электрический регулятор оборотов
mt-Propeller P-877-16 с положением
флюгирования

- t) Масло : SHELL HELIX ULTRA 5W30
: SHELL HELIX ULTRA 5W40
- u) Масло для редуктора (воздушного винта)
: SHELL SPIRAX GSX 75W-80
- v) Охлаждающая жидкость : BASF Glysantin Protect Plus / G48 в
разведении дистиллированной водой
1/1. Температура замерзания
охлаждающей жидкости -38°C.

ВНИМАНИЕ

При низком уровне охлаждающей жидкости или масла в редукторе необходимо установить причину и устранить неисправность. Устранение неисправности должно производиться только персоналом, имеющим соответствующий допуск.

- w) Максимальная высота повторного запуска двигателя в полете
: барометрическая высота 18 000 футов:
немедленный повторный запуск
барометрическая высота 10 000 футов:
повторный запуск в течение двух минут
- x) Воздушная скорость при повторном запуске (при помощи стартера)
: не более 100 узлов (приборная) или
воздушной скорости, установленной для
полета с остановленным воздушным
винтом (в зависимости от того, какое из
значений меньше)

Воздушная скорость при : 125–145 узлов (приборная)
повторном запуске
(в режиме авторотации)
- y) Запрещается преднамеренный останов на высоте ниже 3000 футов
(истинная высота) и выше 10 000 футов (барометрическая высота).

2.5 ОБОЗНАЧЕНИЯ КИП ДВИГАТЕЛЯ

Описание обозначений КИП двигателя и значение цветовой кодировки приведены в следующих таблицах.

Индикация	Красная дуга/полоса = нижний диапазон, эксплуатация запрещена	Желтая дуга/полоса = эксплуатация критический диапазон	Зеленая дуга/полоса = нормальный рабочий диапазон	Желтая дуга/полоса = эксплуатация критический диапазон	Красная дуга/полоса = верхний диапазон, эксплуатация запрещена
Частота вращения	--	--	до 2100 об/мин	2100...2300 об/мин	свыше 2300 об/мин
Давление масла	менее 1,5 бар	1,5...2,5 бар	2,5...6,0 бар	6,0...6,5 бар	свыше 6,5 бар
Температура масла	менее -30°C	-30...50°C	50...125°C	125...140°C	свыше 140°C
Температура охлаждающей жидкости	менее -30°C	-30...60°C	60...95°C	95...105°C	свыше 105°C
Температура редуктора	менее -30°C	-30...35°C	35...115°C	115...120°C	свыше 120°C
Нагрузка	--	--	до 92%	92...100%	--
Температура топлива	менее -25°C	-25...+5°C	5...55°C	55...60°C	свыше 60°C
Амперметр	--	--	до 60 А	60...70 А	свыше 70 А
Вольтметр	менее 24,1 В	24,1...25 В	25...30 В	30...32 В	свыше 32 В
Количество топлива	менее 1 ам. галл.	--	0...25 ам. галл.	--	--

2.6 АВАРИЙНАЯ, ПРЕДУПРЕДИТЕЛЬНАЯ И УВЕДОМЛЯЮЩАЯ ИНДИКАЦИЯ

2.6.1 АВАРИЙНАЯ, ПРЕДУПРЕДИТЕЛЬНАЯ И УВЕДОМЛЯЮЩАЯ ИНДИКАЦИЯ НА ЭКРАНЕ КОМПЛЕКСА G1000

ПРИМЕЧАНИЕ

На экране комплекса Garmin G1000 отображаются перечисленные ниже сигналы. Подробное описание сигналов приведено в разделе 7.10.

Цвета и значения аварийных, предупредительных и уведомляющих световых сигналов на экране комплекса G1000 перечислены в следующих таблицах.

Цвет и значение аварийных сигналов на экране комплекса G1000

Аварийные сигналы (красный цвет)	Значение / причина
WARNING	Имеется одно из перечисленных ниже предупреждений.
L/R ENG TEMP	Температура охлаждающей жидкости левого/правого двигателя в верхнем красном диапазоне (превышение / > 105°C).
L/R OIL TEMP	Температура масла левого/правого двигателя в верхнем красном диапазоне (превышение / > 140°C).
L/R OIL PRES	Давление масла левого/правого двигателя в нижнем красном диапазоне (слишком низкое / < 1,5 бар).
L/R FUEL TEMP	Температура топлива левого/правого двигателя в верхнем красном диапазоне (превышение / > 60°C).
L/R GBOX TEMP	Температура редуктора левого/правого двигателя в верхнем красном диапазоне (превышение / > 120°C).
L/R FUEL PRESS	Низкое давление топлива левого / правого двигателя.
L/R ALTN AMPS	Сила тока на выходе генератора левого/правого двигателя в верхнем красном диапазоне (превышение / > 70 А).
L/R ENG FIRE	Обнаружен пожар левого/правого двигателя.

Аварийные сигналы (красный цвет)	Значение / причина
L/R STARTER	Заблокирован стартер левого/правого двигателя.
DOOR OPEN	Передняя и (или) задняя двери кабины и (или) багажная дверь не закрыты или не на замке.
ATTITUDE FAIL	Отсутствие сигнала о пространственном положении самолета, поступающего на комплекс от курсовертикали.
AIRSPEED FAIL	Отсутствие сигнала воздушной скорости, поступающего на комплекс от вычислителя воздушных параметров.
ALTITUDE FAIL	Отсутствие сигнала высоты, поступающего на комплекс от вычислителя воздушных параметров.
VERT SPEED FAIL	Отсутствие сигнала вертикальной скорости, поступающего на комплекс от вычислителя воздушных параметров.
HDG	Отсутствие действительного сигнала курса, поступающего на комплекс от курсовертикали.
WARN	Предупреждение системы RAIM (автономного контроля целостности в приемнике). Убрана полоса отклонения.
Красный крест	Красный крест в любом поле (частоты COM, частоты NAV, параметры двигателя) указывает на отсутствие достоверных соответствующих данных.

Цвет и значение предупредительных сигналов на экране комплекса G1000

Предупредительные сигналы (янтарный цвет)	Значение / причина
L/R ECU A FAIL	* Неисправность блока управления левым/правым двигателем А (возможен однократный сброс сигнала несущественной неисправности) или * Тестирование блока управления двигателем А в ходе проверки готовности самолета к полету системой FADEC (системой управления двигателем с полной ответственностью).
L/R ECU B FAIL	* Неисправность блока управления левым/правым двигателем В (возможен однократный сброс сигнала несущественной неисправности) или * Тестирование блока управления двигателем В в ходе проверки готовности самолета к полету системой FADEC (системой управления двигателем с полной ответственностью).
L/R FUEL LOW	Низкий уровень топлива в левом/правом основном баке.
L/R ALTN FAIL	Отказ генератора левого/правого двигателя.
L/R VOLTS LOW	Слишком низкое напряжение на шине левого/правого двигателя (< 25 В).
L/R COOL LVL	Низкий уровень охлаждающей жидкости левого/правого двигателя.
PITOT FAIL	Отказ обогрева трубки приемника воздушного давления.
PITOT HT OFF	Обогрев трубки приемника воздушного давления выключен.
STAL HT FAIL	Отказ обогрева системы предупреждения о сваливании.
STAL HT OFF	Обогрев системы предупреждения о сваливании выключен.
STICK LIMIT	Отказ системы ограничения перемещения ручки управления (переменный ограничитель руля высоты).
LOI	Достоверность данных GPS недостаточна для выполнения текущего этапа полета.
AHRS ALIGN: Keep Wings Level	Производится калибровка курсовертикали.
L/R AUX FUEL E	Левый/правый дополнительный топливный бак пуст (при наличии соответствующего бака).
CHECK GEAR	Шасси не выпущено полностью или не встало на замки.
DEICE LVL LO	Низкий уровень противообледенительной жидкости (если установлена ПОС).

Предупре- дительные сигналы (янтарный цвет)	Значение / причина
DEIC PRES HI	Высокое давление в противообледенительной системе (если установлена ПОС).
DEIC PRES LO	Низкое давление в противообледенительной системе (если установлена ПОС).

Цвет и значение уведомляющих сигналов на экране комплекса G1000

Уведомляющие сигналы (белый цвет)	Значение / причина
L/R GLOW ON	Включена свеча зажигания левого/правого двигателя.
L/R AUX PUMP ON	Идет перекачка топлива из дополнительного в левый/правый основной бак (если дополнительный бак установлен).
PFD FAN FAIL	Отказ вентилятора охлаждения основного пилотажного индикатора.
MFD FAN FAIL	Отказ вентилятора охлаждения многофункционального индикатора.
GIA FAN FAIL	Отказ вентилятора охлаждения интегрированного блока БРЭО Garmin.

2.6.2 ПРОЧИЕ АВАРИЙНЫЕ СИГНАЛЫ

Аварийная сигнализация на главной приборной панели

Аварийный сигнал (красный цвет)	Значение / причина
АВАРИЙНЫЙ СВЕТОВОЙ ИНДИКАТОР GEAR UNSAFE	Загорание индикатора означает, что шасси находится в промежуточном положении (не убрано полностью или не выпущено и не встало на замки).

Звуковые аварийные сигналы

Звуковой аварийный сигнал	Значение / причина
ЗВУКОВОЙ СИГНАЛ GEAR RETRACTED (повторяющийся)	Подается при уборке шасси, если закрылки установлены в посадочное положение или рычаг управления двигателем установлен в положение менее 25% мощности.

2.7 МАССА (ВЕС)

Характеристика	Масса (вес)	
Минимальная полетная масса	1510 кг	3329 фунтов
Максимальная взлетная масса	1900 кг	4189 фунтов
Максимальная масса без топлива	1765 кг	3891 фунт
Максимальная посадочная масса (см. ПРИМЕЧАНИЕ ниже)	1805 кг	3979 фунтов
Максимальная загрузка носового багажного отсека (в носу фюзеляжа)	30 кг	66 фунтов
Максимальная загрузка багажного отсека в кабине (за задними сиденьями)	45 кг	100 фунтов
Максимальная загрузка дополнительного багажного отсека (за багажным отсеком в кабине)	18 кг	40 фунтов
Общая максимальная загрузка багажного отсека в кабине и дополнительного багажного отсека	45 кг	100 фунтов

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

Превышение указанных максимальных значений массы ведет к перегрузке самолета и ухудшению его пилотажных и летных характеристик.

ПРИМЕЧАНИЕ

В некоторых странах началом полета считается запуск силовой установки. В этом случае разрешенная максимальная допустимая масса при стоянке рассчитывается как максимальная взлетная масса + 8 кг (максимальная взлетная масса + 18 фунтов). Превышение максимальной допустимой взлетной массы при отрыве запрещается.

ПРИМЕЧАНИЕ

Допускается посадка с массой от 1805 кг (3979 фунтов) до 1900 кг (4189 фунтов). Такая посадка считается нештатной эксплуатационной процедурой. Проведение проверки после жесткой посадки требуется только после фактической жесткой посадки, вне зависимости от фактической посадочной массы.

2.8 ЦЕНТРОВКА

Базовая плоскость:

Базовая плоскость (БП) – это плоскость, перпендикулярная продольной оси самолета, расположенная в передней части самолета по направлению его полета. Продольная ось самолета параллельна полу носового багажного отсека. Когда пол носового багажного отсека расположен горизонтально, базовая плоскость вертикальна. Базовая плоскость расположена на расстоянии 2,196 м (86,46 дюйма) впереди от крайней передней точки корневой нервюры крыла (см. рисунок в разделе 6.2).

Ограничения по центровке

Центр тяжести (ЦТ) для полетных условий должен располагаться в следующих пределах:

Крайнее переднее положение ЦТ для полета:

На 2,357 м (92,80 дюйма) сзади базовой плоскости при массе 1510 кг (3329 фунтов)

На 2,418 м (95,20 дюйма) сзади базовой плоскости при максимальной взлетной массе (см. раздел 2.7)

в указанных пределах линейное изменение положения

Крайнее заднее положение ЦТ для полета:

На 2,460 м (96,85 дюйма) сзади базовой плоскости при массе 1510 кг (3329 фунтов)

На 2,480 м (97,64 дюйма) сзади базовой плоскости при массе 1700 кг (3748 фунтов)

На 2,480 м (97,64 дюйма) сзади базовой плоскости при максимальной взлетной массе (см. раздел 2.7)

в указанных пределах линейное изменение положения

Графическую схему ограничений по центровке см. в разделе 6.4.4.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

Превышение пределов центровки ведет к ухудшению управляемости и устойчивости самолета.

Стр. 2-16	Ред. 2	30 ноября 2009 г.	EASA утверждённый	Док. № 7.01.15-E
-----------	--------	-------------------	----------------------	------------------

2.9 РАЗРЕШЕННЫЕ МАНЕВРЫ

Самолет сертифицирован по нормальной категории правил JAR-23.

Разрешенные маневры

- 1) все маневры, присущие нормальному полету;
- 2) сваливание (за исключением динамического сваливания); и
- 3) горизонтальные восьмерки с попеременными наборами высоты и снижениями, боевые развороты, крутые развороты и аналогичные маневры, в которых достигается угол крена не более 60°.

ВНИМАНИЕ

Выполнение маневров высшего пилотажа, штопора и полетных маневров с углом крена более 60° на самолетах нормальной категории запрещается. Запрещается сваливание при асимметричной работе двигателей и с одним неработающим двигателем.

ВНИМАНИЕ

Намеренное выполнение маневров с отрицательной перегрузкой запрещается.

2.10 КОЭФФИЦИЕНТЫ ЭКСПЛУАТАЦИОННОЙ ПЕРЕГРУЗКИ ПРИ МАНЕВРИРОВАНИИ

ПРИМЕЧАНИЕ

В следующих таблицах приводится информация о конструкционных ограничениях. Не допускается также превышение предельных коэффициентов эксплуатационной перегрузки, установленных для двигателя. См. руководство по эксплуатации двигателя.

	при v_0	при v_{NE}	с закрылками в положении APP(заход на посадку) или LDG(посадка)
Положительный	3,8	3,8	2,0
Отрицательный	-1,52	0	

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

Превышение максимальных конструкционных коэффициентов эксплуатационной перегрузки ведет к возникновению чрезмерной нагрузки на самолет.

ВНИМАНИЕ

Намеренное выполнение маневров с отрицательной перегрузкой запрещается.

2.11 ЭКСПЛУАТАЦИОННАЯ ВЫСОТА

Максимальная барометрическая эксплуатационная высота составляет 18 000 футов (5486 м).

2.12 ЛЕТНЫЙ ЭКИПАЖ

- Минимальный экипаж : 1 (один человек)
Максимальное число человек : 4 (четыре человека)

2.13 ВИДЫ ПОЛЕТОВ

На самолете разрешены следующие виды полетов при условии соблюдения национальных эксплуатационных требований:

- полеты по ПВП в дневное время
- с соответствующим оборудованием: полеты по ПВП в ночное время
- с соответствующим оборудованием: полеты по ППП в ночное время (NVFR)
- взлет с ВПП с искусственным покрытием и посадка на такие ВПП
- взлет с ВПП с травяным покрытием и посадка на такие ВПП

Выполнение полетов в фактических или прогнозируемых условиях грозовой деятельности запрещается.

Минимальный набор эксплуатационного оборудования (обслуживаемого)

Минимальный перечень обслуживаемого эксплуатационного оборудования, необходимого в соответствии с требованиями правил JAR-23, приводится в следующей таблице. Национальные правила эксплуатации могут устанавливать дополнительные требования к минимальному оборудованию для конкретных вариантов предполагаемой эксплуатации, а также маршрутов полетов.

ПРИМЕЧАНИЕ

Многие приборы, входящие в перечень минимального оборудования, приведенный в следующей таблице, входят в состав комплекса G1000.

Док. № 7.01.05-Е	Ред. 2 30 ноября 2009 г.	EASA утверждённый	Стр. 2-19
------------------	--------------------------	----------------------	-----------

	для полетов по ПВП в дневное время	дополнительно для полетов по ПВП в ночное время	дополнительно для полетов по ППП	
Пилотажные и навига- ционные приборы	<ul style="list-style-type: none"> * указатель воздушной скорости (на основном пилотажном индикаторе G1000 или независимый) * высотомер (на основном пилотажном индикаторе G1000 или независимый) * магнитный компас * 1 шлемофон для командира экипажа 	<ul style="list-style-type: none"> * вариометр * указатель пространственного положения (авиагоризонт; на основном пилотажном индикаторе G1000 или независимый) * указатель поворота и крена (на основном пилотажном индикаторе G1000) * гиродатчик курса * УКВ-радиостанция (COM) с громкоговорителем и микрофоном * приемник VOR * ответчик (XPDR), режимы A и C * GPS-приемник (входит в состав G1000) 	<ul style="list-style-type: none"> * второй указатель воздушной скорости (при использовании как указателя ВС на основном пилотажном индикаторе G1000, так и независимого указателя) * второй высотомер (при использовании как высотомера на основном пилотажном индикаторе G1000, так и независимого высотомера) * второй указатель пространственного положения (при использовании как указателя ПП на основном пилотажном индикаторе G1000, так и независимого указателя) * вторая УКВ- радиостанция (COM) * приемник VOR-LOC- GP * второй GPS- приемник (входит в состав G1000) 	
Приборы контроля двигателя	<ul style="list-style-type: none"> * топливомер (2 шт.) * манометр масла (2 шт.) * термометр масла (2 шт.) * термометр охлаждающей жидкости (2 шт.) 	<ul style="list-style-type: none"> * амперметр * вольтметр 		
Стр. 2-20	Ред. 2	30 ноября 2009 г.	<p style="text-align: center;">EASA утверждённый</p>	Док. № 7.01.15-E

	для полетов по ПВП в дневное время	дополнительно для полетов по ПВП в ночное время	дополнительно для полетов по ППП
	<ul style="list-style-type: none"> * уровнемер охлаждающей жидкости (2 шт.) * термометр редуктора (2 шт.) * указатель нагрузки (2 шт.) * тахометр воздушного винта (2 шт.) * термометр топлива (левый и правый баки) * указатель расхода топлива (2 шт.) * сигнализатор давления топлива 		
Светотехническое оборудование		<ul style="list-style-type: none"> * аэронавигационные огни * проблесковые огни (проблесковые световые маяки) * посадочная фара * подсветка приборов * заливающее освещение * аварийный проблесковый огонь 	
прочее минимальное эксплуатационное оборудование	<ul style="list-style-type: none"> * система предупреждения о сваливании * переменный ограничитель руля высоты * резервные средства индикации количества топлива (см. раздел 7.9) * ремни безопасности для каждого занятого кресла * Руководство по летной эксплуатации 	<ul style="list-style-type: none"> * система обогрева приемников полного давления * кран резервного приемника статического давления 	<ul style="list-style-type: none"> * резервная аккумуляторная батарея (для питания резервного указателя пространственного положения и приборов заливающего освещения)

ПРИМЕЧАНИЕ

Перечень утвержденного оборудования приведен в разделе 6.

Системы и оборудование двигателя

Перед взлетом необходимо убедиться в исправности всех систем и оборудования двигателя. Все обнаруженные отказы систем и оборудования двигателя должны быть устранены до следующего полета.

2.14 ТОПЛИВО

Разрешенные марки топлива : JET A-1 (ASTM D 1655),
JET A (ASTM D 1655)

ПРИМЕЧАНИЕ

Рекомендуется использовать топливо с цетановым числом не ниже 37 по EN ISO 5165/ASTM D613.

ПРИМЕЧАНИЕ

Следует использовать только чистое незагрязненное топливо, полученное из надежных источников.

Стр. 2-22	Ред. 2	30 ноября 2009 г.	EASA утверждённый	Док. № 7.01.15-E
-----------	--------	-------------------	----------------------	------------------

	Основные баки		Дополнительные баки (при наличии)		Итого	
	ам. галл.	литры	ам. галл.	литры	ам. галл.	литры
Общее количество топлива	2 x 26,0	2 x 98,4	2 x 13,7	2 x 52,0	2 x 39,7	2 x 150,4
Расходуемое топливо	2 x 25,0	2 x 94,6	2 x 13,2	2 x 50,0	2 x 38,2	2 x 144,6
Максимальная допустимая разница количества топлива в левом и правом баках	5,0	18,9				

2.15 ТРАФАРЕТЫ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ ОГРАНИЧЕНИЙ

Ниже перечислены все трафареты *эксплуатационных ограничений*. Перечень всех трафаретов приведен в руководстве по техническому обслуживанию самолета (документ № 7.02.15), раздел 11.

Перед пилотом устанавливаются следующие трафареты эксплуатационных ограничений:

Ограничения для системы автопилота GFC 700:

Во время взлета и посадки ОТКЛЮЧАТЬ автопилот / демпфер рыскания.

Не пользоваться автопилотом при полете на одном двигателе.

Максимальная скорость при полете на автопилоте 180 узлов (приборная).

Минимальная скорость при полете на автопилоте 90 узлов (приборная).

Минимальная высота при полете на автопилоте:

Крейсерский полет, набор высоты,
снижение и маневрирование: 800 футов (истинная)

Заход на посадку: 200 футов (истинная)

Вылет: 200 футов (истинная)

Эксплуатация самолета разрешается только в соответствии с Руководством по летной эксплуатации и требованиями к нормальной категории. На самолете разрешено выполнять следующие виды полетов при условии выполнения национальных эксплуатационных требования, установки и исправности соответствующего оборудования: дневные полеты по ПВП, ночные полеты по ПВП и ППП, полеты в условиях фактического или прогнозируемого обледенения.

СИСТЕМА GPS НЕ ПРЕДНАЗНАЧЕНА
ДЛЯ РАБОТЫ С СИСТЕМОЙ WAAS

ШАССИ

$v_{LE}/v_{LOE} = 188$ УЗЛОВ (ПРИБОРНАЯ)

$v_{LOR} = 152$ УЗЛА (ПРИБОРНАЯ)

На рукоятке аварийного выпуска шасси:

**МАКСИМАЛЬНАЯ
СКОРОСТЬ
АВАРИЙНОГО
выпуска шасси
152 узла (приборная)**

На главной приборной панели:

Основной бак:

**максимальное количество
расходуемого топлива:
2 x 25 ам. галл.**

максимальная разница количества
топлива в левом и правом баках:
5 ам. галл..

Дополнительный бак (при наличии):

**максимальное количество
расходуемого топлива
основной бак: 2 x 25 ам. галл.
дополнительный бак:
2 x 13 ам. галл.**

максимальная разница количества топлива
в левом и правом основных баках:
5 ам. галл.

Рядом с переключателем подачи топлива:

Режим кольцевания с
ВКЛЮЧЕННЫМ топливным
насосом только в аварийной
ситуации

(a) Рядом с каждой из двух заливных горловин топливных баков:

(b) дополнительно рядом с каждой из двух заливных горловин дополнительных топливных баков (при наличии таковых):

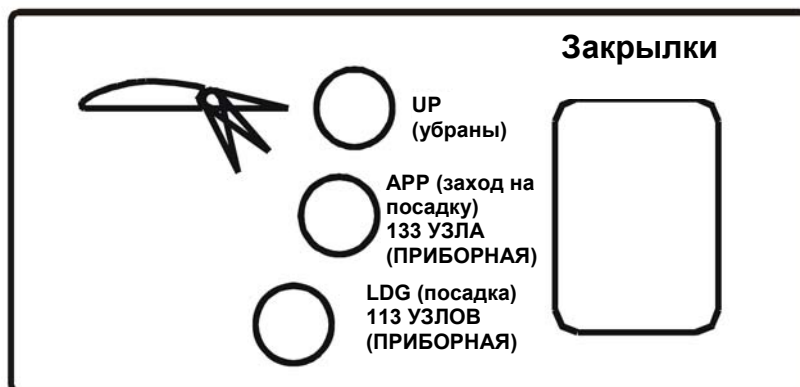
**ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ
РАЗРЕШЕННОЕ ТОПЛИВО
JET-A1**

или см. Руководство по летной эксплуатации

На каждом капоте, на дверце заливной горловины маслабака:

МАСЛО
SHELL HELIX
ULTRA
5W30 (синтетическое)
или см. РЛЭ

Рядом с переключателем управления закрылками:



В кабине, на левой боковой стенке фюзеляжа:



Рядом с багажным отсеком в кабине:



В носовом багажном отсеке:

**Макс. вес багажа:
30 кг [66 фунтов]**

Сбоку от замка пассажирской двери:

АВАРИЙНЫЙ ВЫХОД:

Во время полета замок
должен быть открыт

На правой стороне главной приборной панели, над выключателями:

----- НЕ КУРИТЬ -----

2.16 ПРОЧИЕ ОГРАНИЧЕНИЯ

2.16.1 ТЕМПЕРАТУРА ТОПЛИВА

От -25°C до 60°C (от -13°F до 140°F)

2.16.2 ЗАРЯД АККУМУЛЯТОРНОЙ БАТАРЕИ

Запрещается взлет для выполнения ночного полета по ПВП или полета по ППП с разряженной аккумуляторной батареей.

Запрещается запуск двигателя при разряженной аккумуляторной батарее самолета с использованием внешнего источника электропитания, если предполагаемый последующий полет будет ночным полетом по ПВП или полетом по ППП. В этом случае необходимо сначала произвести зарядку аккумуляторной батареи самолета.

2.16.3 АВАРИЙНЫЙ ВЫКЛЮЧАТЕЛЬ

Запрещается выполнение полетов по ППП, если нарушена пломба на аварийном выключателе.

2.16.4 ЗАМОК ДВЕРИ

Во время эксплуатации самолета запрещается блокировать фонарь и пассажирскую дверь замком.

2.16.5 ЭЛЕКТРОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

Использование и включение электронного оборудования, не входящего в состав оборудования самолета, не допускается, поскольку это может привести к созданию помех для работы БРЭО.

Примеры оборудования, использование которого не рекомендуется:

- Мобильные телефоны
- Пульты дистанционного управления, работающие по радиоканалу
- Оборудование с экранами на ЭЛТ
- Оборудование записи на дисках MiniDisc (в режиме записи)

Этот перечень не является исчерпывающим.

Разрешается пользование портативными компьютерами, включая компьютеры с приводами CD-ROM, CD- и MiniDisc-плеерами в режиме воспроизведения, кассетными плеерами и видеокамерами. Тем не менее, все перечисленное оборудование перед взлетом и посадкой следует отключать.

Стр. 2-28	Ред. 2	30 ноября 2009 г.	EASA утверждённый	Док. № 7.01.15-E
-----------	--------	-------------------	----------------------	------------------

2.16.6 КОМПЛЕКС БРЭО GARMIN G1000

1. В легко доступном для экипажа месте должен находиться документ «Комплекс Garmin G1000. Справочное руководство», номер 190-00963-00 (в соответствующей редакции).
2. На комплексе G1000 должно быть установлено утвержденное программное обеспечение Garmin 010-00670-01 в соответствии с обязательным сервисным бюллетенем DAI MSB 42NG-003 (последняя редакция).

Номер программного обеспечения	Утвержденная версия	Назначение
Система	номер утвержденной версии см. в бюллетене DAI MSB 42-008 (последняя редакция)	
010-00670-01		
Приборы		
006-B0093-()		GPS1, GPS2
006-B0172-()		GTX1-GIA1, GTX1-GIA2
006-B0190-()		GIA1, GIA2
006-B0193-()		GEA1-GIA1; GEA1-GIA2
006-B0203-()		GMA1-GIA1, GMA1-GIA2
006-B0223-()		GRS1-GIA1, GRS1-GIA2
006-B0224-()		GMU1
006-B0319-()		PFD1, MFD1
006-B0328-()		
006-B0329-()		
006-C0048-()		GMU1 FPGA
006-C0049-()		GRS1 FPGA
006-C0055-()		GDC1 FPGA
006-D0159-()		GRS1 MV DB
006-D0202-()		
006-B0261-()		GDC1-GIA1
006-B0081-()		COM1, COM2
006-B0083-()		GS1, GS2
006-B0082-()		NAV1, NAV2

ПРИМЕЧАНИЕ

Версия базы данных отображается на странице включения многофункционального индикатора сразу после включения системы. Версию базы данных необходимо подтвердить. Версии остального системного программного обеспечения можно проверить на странице группы AUX 5 «AUX-SYSTEM STATUS» (состояние вспомогательных систем).

3. Выполнение полетов по маршруту по ППП, полетов над океаном и полетов в зоне аэродрома по GPS-приемнику G1000 запрещается, если пилот не убедился в том, что используется последняя версия базы данных, или не проверил точность информации о каждом выбранном пункте маршрута, пользуясь актуальными утвержденными данными.
4. Навигация при заходе на посадку по приборам по GPS-приемнику G1000 должна осуществляться в соответствии с утвержденными схемами захода на посадку по приборам, хранящимся в базе данных оборудования GPS. База данных оборудования GPS должна пройти обновление до последней версии.

ПРИМЕЧАНИЕ

База данных FMS включает в себя не все опубликованные схемы захода на посадку. Пилот обязан убедиться, что планируемая схема захода на посадку имеется в базе данных.

- a) Заход на посадку по приборам с использованием GPS-приемника должен осуществляться в режиме захода на посадку; в контрольной точке конечного этапа захода на посадку должна быть доступна система автономного контроля целостности в приемнике (RAIM).
- b) Выполнение при помощи GPS-приемника G1000 заходов на посадку по ILS, LOC, LOC-BC, LDA, SDF, MLS, а также любых других видов захода на посадку, для которых не разрешено использование GPS, не допускается.
- c) Использование приемника VOR/ILS G1000 при заходе на посадку по схемам, для которых не разрешено применение GPS, допускается при условии отображения на экране навигационных данных VOR/ILS.
- d) Если в соответствии с действующими правилами эксплуатации требуется запасной аэропорт, для него должна иметься схема захода на посадку с использованием навигационных средств, отличных от GPS или Loran-C; самолет должен быть оснащен оборудованием для работы с этим навигационным средством, оборудование и навигационное средство должны быть исправными.
- e) Информация VNAV может использоваться только в справочных целях. Использование информации средств вертикальной зональной навигации

Стр. 2-30	Ред. 2	30 ноября 2009 г.	EASA утверждённый	Док. № 7.01.15-E
-----------	--------	-------------------	----------------------	------------------

- (VNAV) для захода на посадку по приборам не обеспечивает выход на необходимую точность высоты снижения, а также точный выход в нужную точку для приземления при установленном минимуме для захода на посадку.
- f) Заходы на посадку при помощи RNAV (GPS) должны осуществляться с использованием приемника GPS.
- g) Выполнение заходов на посадку при помощи RNP RNAV не допускается, за исключением случаев, перечисленных в разделе 1 настоящего РЛЭ.
5. Если ранее не указано иное, в меню SYSTEM SETUP (параметры системы) комплекса G1000 до начала эксплуатации необходимо задать следующие настройки по умолчанию (при необходимости см. описание процедуры в руководстве пилота):
- a) DIS (расстояние), SPD (скорость)
: nm (мор. мили), kt (узлы) (выбор единиц измерения «морские мили» и «узлы» для использования при навигации)
- b) ALT (высота), VS (вертикальная скорость)
: ft (футы), fpm (футы в минуту) (выбор единиц измерения высоты «футы» и вертикальной скорости «футы в минуту»)
- c) POSITION (местоположение)
: deg-min (градусы и минуты) (выбор единиц координатной сетки «десятичные минуты»)

ПРИМЕЧАНИЕ

Для навигации используется опорная система геодезических координат WGS-84. Навигационную информацию разрешается использовать только в том случае, когда в сборниках аэронавигационной информации (включая электронные данные и аэронавигационные карты) также используется система WGS-84 или эквивалентная ей.

6. Если в Минимальный набор эксплуатационного оборудования (обслуживаемого), приведенный в разделе 2.13 настоящего РЛЭ, входит инерциальная система (курсовертикаль), запрещается эксплуатация в следующих районах:
- (a) севернее 72° с.ш. (все долготы);
 - (b) южнее 70° ю.ш. (все долготы);
 - (c) севернее 65° с.ш. между 75° з.д. и 120° з.д. (северная Канада);
 - (d) севернее 70° с.ш. между 70° з.д. и 128° з.д. (северная Канада);
 - (e) севернее 70° с.ш. между 85° в.д. и 114° в.д. (северная Россия);
 - (f) южнее 55° ю.ш. между 120° в.д. и 165° в.д. (регион к югу от Австралии и Новой Зеландии). При выполнении дневных полетов по ПВП в этих районах запрещается использовать многофункциональный индикатор в режиме ориентации по курсу.
7. Информация о количестве топлива, потребном топливе и остатке топлива на странице Fuel (топливо) (отображается при нажатии кнопки FUEL (топливо), см. раздел 7.13) системы управления полетом FMS является вспомогательной. Достоверность этой информации должна проверяться экипажем.
8. Система GPS не предназначена для работы с системой WAAS (система распространения дифференциальных поправок):
- (a) Бортовой комплекс БРЭО G1000 HE сертифицирован для работы в режиме GPS с системой WAAS, включая выполнение захода на посадку по GPS и работу в режимах LPV, LNAV/VNAV и LNAV +V с использованием WAAS.
 - (b) Функции систем SBAS (спутниковые системы распространения дифференциальных поправок) (WAAS и MSAS) необходимо отключить на странице GPS Status (состояние GPS) комплекса G 1000 (см. описание процедуры в документе «Комплекс G1000. Руководство пилота»).
9. Схемы SafeTaxi[®], электронные карты ChartView и FliteCharts[®] в составе комплекса G1000 предназначены только для справочных целей. На борту самолета в обязательном порядке должны иметься другие источники картографической информации.

2.16.7 ОГРАНИЧЕНИЯ ПО АВТОПИЛОТУ

1. Командир экипажа обязан контролировать работу включенного автопилота. Пилот обязан быть готовым к немедленному отключению автопилота и выполнению срочных корректирующих действий в случае нештатного или необычного поведения автопилота.
2. Автопилот и демпфер рыскания необходимо отключать (кнопкой DISC (откл.)) во время взлета, посадки и полета с одним работающим двигателем.
3. В случае неисправности автопилота или электрической системы управления триммером повторное включение автопилота, ручное управление триммером с использованием электросистемы и замыкание предохранителя AUTOPILOT (автопилот) запрещается до выявления и устранения причины неисправности.
4. В легко доступном для экипажа месте должен находиться документ «Комплекс Garmin G1000. Справочное руководство» для самолета Diamond DA 42 NG номер 010-00963-00 (в утвержденной редакции).
5. Возможность захода на посадку по ILS с использованием системы GFC700 / командного пилотажного прибора ограничивается категорией I.
6. Максимальная воздушная скорость при включенном автопилоте: 180 узлов (приборная)
Минимальная воздушная скорость при включенном автопилоте: 90 узлов (приборная)
7. Запрещается занимать высоту менее 1200 футов (истинная высота).
8. Автопилот необходимо отключать:
 - при заходе на посадку на высоте менее 200 футов (истинная высота),
 - при вылете на высоте менее 200 футов (истинная высота),
 - на всех других этапах полета на высоте менее 800 футов (истинная высота),
 - при полете с одним работающим двигателем.
9. Запрещается вмешиваться в работу автопилота для изменения положения по тангажу или крену. (При маневрировании отключить автопилот или нажать кнопку CWS (режим совмещенного управления).)
10. В блоках системы автопилота GFC 700 должно быть установлено программное обеспечение следующих или более поздних утвержденных версий:

Подсистема	Версия программного обеспечения
GDU	v9.03
GDC 74	v3.02
GEA 7X	v2.07
GPS	v3.03
GIA 6X	v5.65
GIA Audio (БД звукового интерфейса)	v2.03
GMAX347	v4.01
GMU44	v2.01
GRS 77	v2.11
GTX 33X	v5.01
GDL 69	v3.20.00
GSA 8X	v2.20
GFC 700	v2.00

Версии системного программного обеспечения можно проверить на странице группы AUX 5 «AUX-SYSTEM STATUS» (состояние вспомогательных систем).

11. Перед использованием автопилота, командного пилотажного прибора, демпфера рыскания или электросистемы ручного управления триммером должна быть успешно выполнена предполетная проверка системы автоматического управления полетом GFC 700.
12. На всех этапах полета в левом кресле пилота должен находиться пилот с пристегнутым привязным ремнем.
13. Демпфер рыскания входит в состав системы автопилота, его использование отдельно от системы автопилота запрещается.

2.16.8 КУРЕНИЕ

Курить в самолете запрещается.

2.16.9 НАЗЕМНАЯ ЭКСПЛУАТАЦИЯ

Взлет и посадка были продемонстрированы на ВПП с твердым (асфальт, бетон и т.д.) и с травяным покрытием.

2.16.10 ИСПОЛЬЗОВАНИЕ СОЛНЦЕЗАЩИТНЫХ ЩИТКОВ

Использование солнцезащитных щитков (если они установлены, при выполнении рекомендации ОАМ 42-101 или ОАМ 42-142) разрешается только на этапе крейсерского полета. На всех других этапах полета солнцезащитные щитки должны быть зафиксированы в крайнем верхнем положении.

Страница намеренно оставлена пустой.

РАЗДЕЛ 3 ДЕЙСТВИЯ В АВАРИЙНОЙ ОБСТАНОВКЕ

3.1	ВВЕДЕНИЕ.....	3-5
3.1.1	ОБЩАЯ ИНФОРМАЦИЯ.....	3-5
3.1.2	ВОЗДУШНАЯ СКОРОСТЬ В АВАРИЙНЫХ СИТУАЦИЯХ.....	3-6
3.1.3	ВЫБОР АВАРИЙНОЙ ЧАСТОТЫ.....	3-6
3.2	АВАРИЙНАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ ПРИБОРОВ И СИСТЕМ САМОЛЕТА НА ЭКРАНЕ КОМПЛЕКСА G1000.....	3-7
3.2.1	АВАРИЙНАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ – ОБЩАЯ ИНФОРМАЦИЯ.....	3-7
3.2.2	L/R ENG TEMP (температура двигателя левого/правого).....	3-7
3.2.3	L/R OIL TEMP (температура масла двигателя левого/правого).....	3-9
3.2.4	L/R OIL PRES (давление масла двигателя левого/правого).....	3-10
3.2.5	L/R GBOX TEMP (температура редуктора двигателя левого/правого).....	3-11
3.2.6	L/R FUEL TEMP (температура топлива двигателя левого/правого).....	3-12
3.2.7	L/R FUEL PRESS (давление топлива двигателя левого/правого).....	3-13
3.2.8	L/R ALTN AMPS (выходная сила тока генератора левого/правого).....	3-14
3.2.9	L/R ENG FIRE (пожар двигателя левого/правого).....	3-14
3.2.10	L/R STARTER (стартер двигателя левого/правого).....	3-15
3.2.11	DOOR OPEN (открытая дверь).....	3-15
3.3	ПРЕДУПРЕДИТЕЛЬНАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ ПРИБОРОВ И СИСТЕМ САМОЛЕТА НА ЭКРАНЕ КОМПЛЕКСА G1000.....	3-16
3.3.1	L/R ALTN FAIL (отказ генератора левого/правого).....	3-16
3.4	АВАРИЙНАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ КОМПЛЕКСА G1000.....	3-17
3.4.1	КРАСНЫЙ КРЕСТ.....	3-17
3.4.2	ATTITUDE FAIL (отсутствие данных о пространственном положении).....	3-17
3.4.3	AIRSPEED FAIL (отсутствие данных о воздушной скорости).....	3-17
3.4.4	ALTITUDE FAIL (отсутствие данных о высоте).....	3-18
3.4.5	VERT SPEED FAIL (отсутствие данных о вертикальной скорости).....	3-18
3.4.6	HDG (курс).....	3-18
3.5	ОТКАЗЫ КОМПЛЕКСА G1000.....	3-19
3.5.1	ОТСУТСТВИЕ НАВИГАЦИОННОЙ ИНФОРМАЦИИ.....	3-19

3.5.2	ОТСУТСТВИЕ ИНДИКАЦИИ НА ОСНОВНОМ ПИЛОТАЖНОМ ИНДИКАТОРЕ (PFD) ИЛИ МНОГОФУНКЦИОНАЛЬНОМ ИНДИКАТОРЕ (MFD)	3-19
3.5.3	ОТКАЗ КУРСОВЕРТИКАЛИ.....	3-20
3.5.4	ОТКАЗ ВЫЧИСЛИТЕЛЯ ВОЗДУШНЫХ ПАРАМЕТРОВ (ADC).....	3-20
3.5.5	ОШИБОЧНАЯ ИНДИКАЦИЯ ИЛИ ОТСУТСТВИЕ ИНДИКАЦИИ ПАРАМЕТРОВ ДВИГАТЕЛЯ И ТОПЛИВНОЙ СИСТЕМЫ	3-21
3.5.6	ОШИБОЧНАЯ ИНДИКАЦИЯ ИЛИ ОТКАЗ АВАРИЙНЫХ/ПРЕДУПРЕДИТЕЛЬНЫХ СИГНАЛИЗАТОРОВ	3-22
3.6	НЕШТАТНАЯ РАБОТА ДВИГАТЕЛЯ.....	3-23
3.7	ДЕЙСТВИЯ В СЛУЧАЕ ОТКАЗА ОДНОГО ДВИГАТЕЛЯ	3-24
3.7.1	ВЫЯВЛЕНИЕ ОТКАЗАВШЕГО ДВИГАТЕЛЯ.....	3-24
3.7.2	ПОИСК И УСТРАНЕНИЕ НЕИСПРАВНОСТЕЙ ДВИГАТЕЛЯ.....	3-25
3.7.3	ПОРЯДОК ОТКЛЮЧЕНИЯ ДВИГАТЕЛЯ (ПЕРЕВОДА ВИНТА В РЕЖИМ ФЛЮГИРОВАНИЯ)	3-27
3.7.4	РАСФЛЮГИРОВАНИЕ ВИНТА И ПОВТОРНЫЙ ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЯ В ПОЛЕТЕ.....	3-28
3.7.5	ОТКАЗ ДВИГАТЕЛЯ ПРИ ВЗЛЕТЕ	3-32
3.7.6	ОТКАЗЫ ДВИГАТЕЛЯ В ПОЛЕТЕ.....	3-35
3.7.7	ПОСАДКА С ОДНИМ НЕРАБОТАЮЩИМ ДВИГАТЕЛЕМ	3-37
3.7.8	УХОД НА ВТОРОЙ КРУГ/ПРЕРЫВАНИЕ ПОСАДКИ С ОДНИМ НЕРАБОТАЮЩИМ ДВИГАТЕЛЕМ	3-40
3.7.9	ПОЛЕТ С ОДНИМ НЕРАБОТАЮЩИМ ДВИГАТЕЛЕМ	3-43
3.8	ПОСАДКА С ОТКАЗАВШИМИ ДВИГАТЕЛЯМИ.....	3-45
3.9	ОТКАЗЫ СИСТЕМЫ ШАССИ.....	3-47
3.9.1	СИГНАЛИЗАЦИЯ НЕВЫПУЩЕННОГО ПОЛОЖЕНИЯ ШАССИ.....	3-47
3.9.2	РУЧНОЙ ВЫПУСК ШАССИ	3-49
3.9.3	ПОСАДКА С УБРАННЫМ ШАССИ.....	3-51
3.9.4	ПОСАДКА С ДЕФЕКТОМ ПНЕВМАТИКА ОСНОВНОЙ ОПОРЫ ШАССИ.....	3-52
3.9.5	ПОСАДКА С НЕИСПРАВНЫМИ ТОРМОЗАМИ	3-53
3.10	ОТКАЗЫ ЭЛЕКТРОСИСТЕМЫ	3-54
3.10.1	ПОЛНЫЙ ОТКАЗ ЭЛЕКТРОСИСТЕМЫ.....	3-54
3.10.2	ВЫСОКАЯ СИЛА ТОКА	3-56

3.10.3 НЕИСПРАВНОСТЬ СТАРТЕРА	3-56
3.11 ЗАДЫМЛЕНИЕ И ПОЖАР.....	3-57
3.11.1 ПОЖАР ДВИГАТЕЛЯ НА ЗЕМЛЕ	3-57
3.11.2 ПОЖАР ДВИГАТЕЛЯ ПРИ ВЗЛЕТЕ	3-58
3.11.3 ПОЖАР ДВИГАТЕЛЯ В ПОЛЕТЕ.....	3-59
3.11.4 ПОЖАР ЭЛЕКТРИЧЕСКОГО ОБОРУДОВАНИЯ НА ЗЕМЛЕ.....	3-60
3.11.5 ПОЖАР ЭЛЕКТРИЧЕСКОГО ОБОРУДОВАНИЯ В ПОЛЕТЕ.....	3-61
3.12 ПРОЧИЕ АВАРИЙНЫЕ СИТУАЦИИ	3-62
3.12.1 ПОДОЗРЕНИЕ НА НАЛИЧИЕ ОКИСИ УГЛЕРОДА В АТМОСФЕРЕ КАБИНЫ.....	3-62
3.12.2 НЕ ЗАПЕРТЫ ДВЕРИ	3-63
3.12.3 НЕИСПРАВНОСТЬ СИСТЕМЫ РЕГУЛИРОВАНИЯ ЧАСТОТЫ ВРАЩЕНИЯ ВОЗДУШНОГО ВИНТА.....	3-66
3.12.4 НЕПРЕДНАМЕРЕННОЕ ПОПАДАНИЕ В ЗОНУ ОБЛЕДЕНЕНИЯ.....	3-70
3.12.5 ПРЕКРАЩЕНИЕ ПОДАЧИ ТОПЛИВА	3-71
3.12.6 ВЫХОД ИЗ НЕПРЕДНАМЕРЕННОГО ШТОПОРА	3-72
3.12.7 АВАРИЙНОЕ СНИЖЕНИЕ	3-74
3.12.8 АВАРИЙНОЕ ПОКИДАНИЕ.....	3-74
3.12.9 НЕИСПРАВНОСТЬ / ОТКАЗ АВТОПИЛОТА ИЛИ ЭЛЕКТРИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ТРИММЕРОМ	3-75

ПРИМЕЧАНИЕ

Порядок действий в случае некритических отказов систем описан в разделе 4В «НЕШТАТНЫЕ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ПРОЦЕДУРЫ».

3.1 ВВЕДЕНИЕ

3.1.1 ОБЩАЯ ИНФОРМАЦИЯ

В данном разделе приводятся контрольные карты действий, а также описания рекомендованных процедур для действий в аварийной обстановке. Отказы двигателя и другие аварийные ситуации, вызванные отказом оборудования самолета, крайне маловероятны при условии выполнения предписанных процедур предполетного осмотра и технического обслуживания самолета.

Тем не менее, в случае возникновения аварийной ситуации необходимо выполнять указания по выходу из аварийной ситуации, приведенные в данном разделе.

Поскольку предусмотреть все виды аварийных ситуаций и описать их в настоящем Руководстве по летной эксплуатации не представляется возможным, ключевыми факторами для успешного выхода из любых возможных аварийных ситуаций являются понимание пилотом принципов эксплуатации самолета, знание его конструкции и наличие практического опыта.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

В любой аварийной ситуации следует в первую очередь сохранять необходимое для полета пространственное положение самолета и подготовиться к возможной аварийной посадке, и лишь во вторую попытаться устранить возникшую неисправность (действовать по принципу «сохранять управление самолетом»). Перед полетом пилот обязан оценить пригодность рельефа местности для аварийной посадки на каждом этапе полета. Для обеспечения безопасности полета пилот обязан поддерживать безопасную минимальную абсолютную высоту полета. Необходимо заранее продумать порядок действий в возможных неблагоприятных ситуациях. Это позволит предотвратить ситуацию, в которой пилот не сможет спокойно и уверенно выполнить необходимые действия в возникшей аварийной обстановке.

3.1.2 ВОЗДУШНАЯ СКОРОСТЬ В АВАРИЙНЫХ СИТУАЦИЯХ

Событие	Воздушная скорость
Минимальная эволютивная воздушная скорость с одним неработающим двигателем V_{MCA}	76 узлов (приборная)
Скорость для набора высоты с наибольшей скороподъемностью при одном неработающем двигателе V_{YSE}	85 узлов (приборная)

3.1.3 ВЫБОР АВАРИЙНОЙ ЧАСТОТЫ

При возникновении в полете аварийной ситуации следует нажать и удерживать в течение 2 секунд кнопку переключения COM ↔ на панели комплекса G1000. При этом происходит настройка на аварийную частоту 121,500 МГц. Если включен дисплей, данная частота будет отображаться в окне активной частоты.

3.2 АВАРИЙНАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ ПРИБОРОВ И СИСТЕМ САМОЛЕТА НА ЭКРАНЕ КОМПЛЕКСА G1000

3.2.1 АВАРИЙНАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ – ОБЩАЯ ИНФОРМАЦИЯ

Термин «аварийная» означает, что невыполнение соответствующей процедуры ведет к немедленному или существенному снижению безопасности полета. Текст, сопровождающий аварийную сигнализацию, отображается красным цветом. При формировании аварийного сигнала подается звуковой сигнал продолжительностью 1,5 с, который повторяется до подтверждения сигнала экипажем.

3.2.2 L/R ENG TEMP (температура двигателя левого/правого)

L/R ENG TEMP	Температура охлаждающей жидкости левого/правого двигателя в верхнем красном диапазоне (превышение / более 105°C).
---------------------	---

Превышение установленного предела температуры охлаждающей жидкости 105°C может привести к полной потере тяги в результате отказа двигателя.

- Проверить наличие предупредительного сообщения L/R COOL LVL (уровень охлаждающей жидкости двигателя левого/правого) (низкий уровень охлаждающей жидкости) на экране комплекса G1000.

Предупредительное сообщение L/R COOL LVL (уровень охлаждающей жидкости двигателя левого/правого) на экране отсутствует:

При наборе высоты:

- Уменьшить мощность соответствующего двигателя на 10% или более до необходимого уровня.
- Увеличить приборную воздушную скорость на 10 узлов или более до необходимого уровня.
- Если температура охлаждающей жидкости в течение 60 с не опустилась до зеленого сектора, уменьшить мощность соответствующего двигателя до минимального возможного значения и увеличить воздушную скорость.

СМ. ПРОДОЛЖЕНИЕ

Док. № 7.01.05-Е	Ред. 2 30 ноября 2009 г.	Стр. 3-7
------------------	--------------------------	----------

На этапе крейсерского полета:

- Уменьшить мощность соответствующего двигателя.
- Увеличить воздушную скорость.
- Убедиться, что температура охлаждающей жидкости опустилась до зеленого сектора.

ВНИМАНИЕ

Если при формировании сигнала высокой температуры охлаждающей жидкости отсутствует предупредительное сообщение L/R COOL LVL (уровень охлаждающей жидкости двигателя левого/правого), можно предположить, что система охлаждения исправна, а температуру охлаждающей жидкости удастся уменьшить выполнением вышеперечисленных действий. Тем не менее, если температура охлаждающей жидкости не опускается до зеленого сектора, необходимо совершить вынужденную посадку на ближайшем пригодном для этого аэродроме. Подготовиться к отказу двигателя, как описано в разделе 3.7.6 «ОТКАЗЫ ДВИГАТЕЛЯ В ПОЛЕТЕ».

КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ

На экране отображается предупредительное сообщение L/R COOL LVL (уровень охлаждающей жидкости двигателя левого/правого):

- Уменьшить мощность соответствующего двигателя.
- Подготовиться к работе без охлаждающей жидкости.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

Следует ожидать дальнейшего увеличения температуры охлаждающей жидкости. Подготовиться к отказу двигателя, как описано в разделе 3.7.6 «ОТКАЗЫ ДВИГАТЕЛЯ В ПОЛЕТЕ».

КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ

3.2.3 L/R OIL TEMP (температура масла двигателя левого/правого)

L/R OIL TEMP	Температура масла левого/правого двигателя в верхнем красном диапазоне (превышение / более 140°C).
--------------	--

Превышение установленного предела температуры масла 140°C может привести к полной потере тяги в результате отказа двигателя.

- Проверить давление масла.

Если давление масла находится за пределами зеленого сектора (нижний предел):

- Уменьшить мощность соответствующего двигателя.
- Подготовиться к работе двигателя без масла.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

Следует ожидать дальнейшего увеличения температуры масла. Подготовиться к отказу двигателя, как описано в разделе 3.7.6 «ОТКАЗЫ ДВИГАТЕЛЯ В ПОЛЕТЕ».

Если давление масла находится в пределах зеленого сектора:

- Уменьшить мощность соответствующего двигателя.
- Увеличить воздушную скорость.

ВНИМАНИЕ

Если при формировании сигнала высокой температуры масла давление масла по манометру находится в пределах зеленого сектора, можно предположить, что маслосистема двигателя исправна, а температуру масла удастся уменьшить выполнением вышеперечисленных действий. Тем не менее, если температура масла не опускается до зеленого сектора, необходимо совершить вынужденную посадку на ближайшем пригодном для этого аэродроме. Подготовиться к отказу двигателя, как описано в разделе 3.7.6 «ОТКАЗЫ ДВИГАТЕЛЯ В ПОЛЕТЕ».

КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ

Док. № 7.01.05-E	Ред. 2 30 ноября 2009 г.	Стр. 3-9
------------------	--------------------------	----------

3.2.4 L/R OIL PRES (давление масла двигателя левого/правого)

L/R OIL PRES	Давление масла левого/правого двигателя в нижнем красном диапазоне (слишком низкое / ниже 5 бар).
---------------------	---

Уменьшение давления масла ниже установленного предела 5 бар может привести к полной потере тяги в результате отказа двигателя.

- Уменьшить мощность соответствующего двигателя.
- Подготовиться к работе двигателя без масла.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

Совершить посадку на ближайшем пригодном для этого аэродроме. Подготовиться к отказу двигателя, как описано в разделе 3.7.6 «ОТКАЗЫ ДВИГАТЕЛЯ В ПОЛЕТЕ».

КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ

Стр. 3-10	Ред. 2 30 ноября 2009 г.	Док. № 7.01.15-E
-----------	--------------------------	------------------

3.2.5 L/R GBOX TEMP (температура редуктора двигателя левого/правого)

L/R GBOX TEMP	Температура редуктора левого/правого двигателя в верхнем красном диапазоне (превышение / более 120°C).
----------------------	--

Превышение установленного предела температуры редуктора 120°C может привести к полной потере тяги в результате отказа двигателя.

- Уменьшить мощность соответствующего двигателя.
- Увеличить воздушную скорость.

ВНИМАНИЕ

При высокой температуре окружающего воздуха и/или при низкой воздушной скорости и работе двигателя на высоких оборотах можно предположить, что редуктор исправен, а температуру удастся уменьшить выполнением вышеперечисленных действий. Тем не менее, если температура редуктора не опускается до зеленого сектора, необходимо совершить вынужденную посадку на ближайшем пригодном для этого аэродроме. Подготовиться к отказу двигателя, как описано в разделе 3.7.6 «ОТКАЗЫ ДВИГАТЕЛЯ В ПОЛЕТЕ».

КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ

Док. № 7.01.05-E	Ред. 2 30 ноября 2009 г.	Стр. 3-11
------------------	--------------------------	-----------

3.2.6 L/R FUEL TEMP (температура топлива двигателя левого/правого)

L/R FUEL TEMP	Температура топлива левого/правого двигателя в верхнем красном диапазоне (превышение / более 60°C).
---------------	---

Превышение установленного предела температуры топлива 60°C может привести к заметному снижению эффективности работы насоса высокого давления.

- Уменьшить мощность соответствующего двигателя.
- Увеличить воздушную скорость.

ВНИМАНИЕ

При высокой температуре окружающего воздуха и (или) при низкой воздушной скорости и работе двигателя на высоких оборотах, а также малом количестве топлива можно предположить, что температуру удастся уменьшить выполнением вышеперечисленных действий. Если температура топлива не опускается до зеленого сектора, совершить вынужденную посадку на ближайшем пригодном для этого аэродроме.

ПРИМЕЧАНИЕ

Повышение температуры топлива может происходить при малом количестве топлива в основном баке. Если на самолете установлен дополнительный бак, температуру топлива можно уменьшить путем перекачки топлива из дополнительного в основной бак.

КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ

Стр. 3-12	Ред. 2 30 ноября 2009 г.	Док. № 7.01.15-Е
-----------	--------------------------	------------------

3.2.7 L/R FUEL PRESS (давление топлива двигателя левого/правого)

L/R FUEL PRESS	Низкое давление топлива левого/правого двигателя.
-----------------------	---

1. Количество топлива проверить
2. Переключатель подачи топлива
(FUEL SELECTOR)
соответствующего двигателя в положении ON (вкл.)
3. Топливный насос соответствующего
двигателя ON (вкл.)

Если сигнализатор L/R FUEL PRESS (давление топлива двигателя левого/правого) не гаснет:

4. Топливный насос соответствующего
двигателя OFF (выкл.)
5. Переключатель подачи топлива
(FUEL SELECTOR)
соответствующего двигателя CROSSFEED (кольцевание)

Если сигнализатор L/R FUEL PRESS (давление топлива двигателя левого/правого) по-прежнему не гаснет:

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

Следует ожидать скорого отказа двигателя. Подготовиться к отказу двигателя, как описано в разделе 3.7.6 «ОТКАЗЫ ДВИГАТЕЛЯ В ПОЛЕТЕ».

КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ

Док. № 7.01.05-E	Ред. 2 30 ноября 2009 г.	Стр. 3-13
------------------	--------------------------	-----------

3.2.8 L/R ALTN AMPS (выходная сила тока генератора левого/правого)

L/R ALTN AMPS	Сила тока на выходе генератора левого/правого двигателя в верхнем красном диапазоне (превышение / более 70 А).
----------------------	--

Выполнить действия, перечисленные в разделе

3.10.2 «ВЫСОКАЯ СИЛА ТОКА»

3.2.9 L/R ENG FIRE (пожар двигателя левого/правого)

L/R ENG FIRE	Обнаружен пожар левого/правого двигателя.
---------------------	---

Пожар двигателя может привести к полной потере тяги в результате отказа двигателя, а также к серьезному повреждению элементов конструкции самолета:

Выполнить действия, перечисленные в одном из следующих разделов (в зависимости от этапа полета):

3.11.1 «ПОЖАР ДВИГАТЕЛЯ НА ЗЕМЛЕ»

3.11.2 «ПОЖАР ДВИГАТЕЛЯ ПРИ ВЗЛЕТЕ»

3.11.3 «ПОЖАР ДВИГАТЕЛЯ В ПОЛЕТЕ»

3.2.10 L/R STARTER (стартер двигателя левого/правого)

L/R STARTER	Заблокирован стартер левого/правого двигателя.
--------------------	--

Выполнить действия, перечисленные в разделе

3.10.3 «НЕИСПРАВНОСТЬ СТАРТЕРА»

3.2.11 DOOR OPEN (открытая дверь)

DOOR OPEN	Передняя и (или) задняя двери кабины и (или) багажная дверь не закрыты или не на замке.
------------------	---

Выполнить действия, перечисленные в разделе

3.12.2 «НЕ ЗАПЕРТЫ ДВЕРИ»

3.3 ПРЕДУПРЕДИТЕЛЬНАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ ПРИБОРОВ И СИСТЕМ САМОЛЕТА НА ЭКРАНЕ КОМПЛЕКСА G1000

3.3.1 L/R ALTN FAIL (отказ генератора левого/правого)

L/R ALTN FAIL	Отказ генератора левого/правого двигателя.
----------------------	--

(a) Отказ одного генератора

Выполнить действия, перечисленные в разделе

4В.4.6 «L/R ALTN FAIL (отказ генератора левого/правого)»

(b) Отказ обоих генераторов

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

При одновременном отказе обоих генераторов сократить до минимума число включенного электрооборудования. Ожидать разрядки аккумуляторной батареи через 30 минут; как можно быстрее посадить самолет. Ожидать остановки двигателя после указанного времени.

1. AVIONICS MASTER (главный выключатель БРЭО)... OFF (выкл.)
2. LH / RH Alternator (правый / левый генератор) OFF (выкл.)
3. XPDR (ответчик) STBY (ожидание)
4. LANDING GEAR (шасси) down (выпустить),
после выхода шасси
и постановки на
замки потянуть
рычаг аварийного
выпуска шасси
5. Обогрев датчика угла атаки системы предупреждения
о сваливании / ПВД OFF (выкл.)
6. Все светотехническое оборудование..... OFF (выкл.)

КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ

Стр. 3-16	Ред. 2 30 ноября 2009 г.	Док. № 7.01.15-Е
-----------	--------------------------	------------------

3.4 АВАРИЙНАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ КОМПЛЕКСА G1000

3.4.1 КРАСНЫЙ КРЕСТ

Красный крест в любом поле (частоты COM, частоты NAV, параметры двигателя) указывает на отсутствие достоверных соответствующих данных.

3.4.2 ATTITUDE FAIL (отсутствие данных о пространственном положении)

ATTITUDE FAIL	Отсутствие сигнала о пространственном положении самолета, поступающего на комплекс от курсовертикали; сопровождается отсутствием на экране схематического изображения горизонта и отображением красного креста в поле высоты.
----------------------	---

Перейти на резервный индикатор пространственного положения.

3.4.3 AIRSPEED FAIL (отсутствие данных о воздушной скорости)

AIRSPEED FAIL	Отсутствие сигнала воздушной скорости, поступающего на комплекс от вычислителя воздушных параметров; сопровождается отображением красного креста в поле воздушной скорости.
----------------------	---

Перейти на резервный указатель воздушной скорости.

3.4.4 ALTITUDE FAIL (отсутствие данных о высоте)

ALTITUDE FAIL	Отсутствие сигнала высоты, поступающего на комплекс от вычислителя воздушных параметров; сопровождается отображением красного креста в поле высотомера.
----------------------	---

Перейти на резервный высотомер.

3.4.5 VERT SPEED FAIL (отсутствие данных о вертикальной скорости)

VERT SPEED FAIL	Отсутствие сигнала вертикальной скорости, поступающего на комплекс от вычислителя воздушных параметров; сопровождается отображением красного креста в поле вертикальной скорости.
------------------------	---

Определять вертикальную скорость по данным об изменении высоты.

3.4.6 HDG (курс)

HDG	Отсутствие действительного сигнала курса, поступающего на комплекс от курсовертикали; сопровождается отображением красного креста в поле цифровой индикации курса.
------------	--

Перейти на аварийный компас.

3.5 ОТКАЗЫ КОМПЛЕКСА G1000

3.5.1 ОТСУТСТВИЕ НАВИГАЦИОННОЙ ИНФОРМАЦИИ

При отсутствии действительной навигационной информации GPS комплекса Garmin G1000 использовать необходимое исправное навигационное оборудование.

3.5.2 ОТСУТСТВИЕ ИНДИКАЦИИ НА ОСНОВНОМ ПИЛОТАЖНОМ ИНДИКАТОРЕ (PFD) ИЛИ МНОГОФУНКЦИОНАЛЬНОМ ИНДИКАТОРЕ (MFD)

1. Кнопка DISPLAY BACKUP (совмещенная индикация) на пульте управления звуковой сигнализацией . . НАЖАТЬ

Автоматический переход в режим совмещенной индикации

- Если основной пилотажный индикатор (PFD) и многофункциональный индикатор (MFD) автоматически перешли в режим совмещенной индикации, выполнить следующие действия.

(a) Кнопка DISPLAY BACKUP (совмещенная индикация) на пульте управления звуковой сигнализацией . . НАЖАТЬ (кнопка будет ОТЖАТА)

ПРИМЕЧАНИЕ

После автоматического перехода в режим совмещенной индикации пилот должен нажать кнопку DISPLAY BACKUP (совмещенная индикация) на пульте управления звуковой сигнализацией. После нажатия кнопки DISPLAY BACKUP (совмещенная индикация) система остается в режиме совмещенной индикации даже после устранения неисправности, которая вызвала автоматический переход в данный режим. Для возврата в штатный режим выполнить следующие действия (не более одной попытки возврата в штатный режим).

(b) Кнопка DISPLAY BACKUP (совмещенная индикация) на пульте управления звуковой сигнализацией . . НАЖАТЬ (кнопка будет НАЖАТА)

- Если система перешла в штатный режим, оставить кнопку DISPLAY BACKUP (совмещенная индикация) НАЖАТОЙ и продолжить работу.
- Если система осталась в режиме совмещенной индикации или наблюдается нештатная работа дисплея (например, мигание), ОТЖАТЬ кнопку DISPLAY BACKUP (совмещенная индикация).

3.5.3 ОТКАЗ КУРСОВЕРТИКАЛИ

ПРИМЕЧАНИЕ

Отказ курсовертикали определяется по пропаданию на экране схематического изображения горизонта, отображению красного креста и загоранию желтого индикатора AHRS FAILURE (отказ курсовертикали) на основном пилотажном индикаторе. При этом вместо цифровой индикации курса загорается желтый индикатор HDG (курс), а цифры на картушке компаса пропадают. Указатель курса находится в положении «0 градусов», а курс можно задать в окне цифровой индикации.

1. Пользоваться резервным индикатором пространственного положения, аварийным компасом и навигационной картой
2. Курс следования задать в окне цифровой индикации

3.5.4 ОТКАЗ ВЫЧИСЛИТЕЛЯ ВОЗДУШНЫХ ПАРАМЕТРОВ (ADC)

ПРИМЕЧАНИЕ

Полный отказ вычислителя воздушных параметров определяется по отображению красного креста и желтого текстового сообщения в полях индикации воздушной скорости, высотомера, вертикальной скорости, системы информирования о ВД (TAS) и температуры наружного воздуха (OAT). Кроме того, при этом отсутствует возможность пользования некоторыми функциями системы управления полетом (FMS), например, расчетом истинной воздушной скорости и скорости ветра.

1. Использовать резервный указатель воздушной скорости и резервный высотомер.

3.5.5 ОШИБОЧНАЯ ИНДИКАЦИЯ ИЛИ ОТСУТСТВИЕ ИНДИКАЦИИ ПАРАМЕТРОВ ДВИГАТЕЛЯ И ТОПЛИВНОЙ СИСТЕМЫ

ПРИМЕЧАНИЕ

Отсутствие индикации параметров двигателя определяется по отображению красного креста в поле индикации данных. Ошибочность отображаемой информации можно определить по несовпадению индикации с индикацией других систем. Ошибочность индикации можно определить, сравнивая показания с индикацией других приборов и систем.

1. Определять установленную мощность по положению рычага управления двигателем (РУД), шуму двигателя и скорости.
2. По индикации других параметров определить исправность двигателя.
3. Для приблизительного расчета расхода топлива использовать данные об известных установках мощности и летных характеристиках, см. раздел 5.3.2 «НОМОГРАММА РАСХОДА ТОПЛИВА».
4. Для безопасного завершения полета использовать другую информацию, отображаемую на экранах системы: индикацию световых сигнализаторов, GPS, количества и расхода топлива.

3.5.6 ОШИБОЧНАЯ ИНДИКАЦИЯ ИЛИ ОТКАЗ АВАРИЙНЫХ/ПРЕДУПРЕДИТЕЛЬНЫХ СИГНАЛИЗАТОРОВ

ПРИМЕЧАНИЕ

Отказ сигнализатора можно определить по отсутствию загорания сигнализатора при нештатном или аварийном поведении двигателя или топливной системы. Ошибочное срабатывание сигнализатора можно определить по несоответствию его индикации показаниям других приборов или информации комплекса.

1. При загорании сигнализатора следует предположить фактическое возникновение аварийной ситуации и выполнить соответствующие действия. См. раздел 3 «ДЕЙСТВИЯ В АВАРИЙНОЙ ОБСТАНОВКЕ» или 4В «НЕШТАТНЫЕ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ПРОЦЕДУРЫ».
2. При наличии на дисплее данных о нештатной ситуации, но отсутствии загорания сигнализатора, определить, имеется ли нештатная ситуация фактически, пользуясь другой системной информацией, например, показаниями приборов контроля двигателя, GPS, топливомеров и расходомеров топлива. Если определить, имеется ли аварийная ситуация на самом деле, невозможно, следует предположить фактическое возникновение аварийной ситуации и выполнить соответствующие действия. См. раздел 3 «ДЕЙСТВИЯ В АВАРИЙНОЙ ОБСТАНОВКЕ» или 4В «НЕШТАТНЫЕ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ПРОЦЕДУРЫ».

3.6 НЕШТАТНАЯ РАБОТА ДВИГАТЕЛЯ

1. Полная мощность установить

Если нештатная работа двигателя сохраняется, см. раздел 3.7 «ДЕЙСТВИЯ В СЛУЧАЕ ОТКАЗА ОДНОГО ДВИГАТЕЛЯ».

КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ

3.7 ДЕЙСТВИЯ В СЛУЧАЕ ОТКАЗА ОДНОГО ДВИГАТЕЛЯ

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

В некоторых комбинациях веса и конфигурации самолета, атмосферных условий, скорости и уровня навыков пилота возможно ухудшение летных характеристик самолета при наборе высоте. Данные о летных характеристиках самолета с одним неработающим двигателем см. в разделе 5 «ЛЕТНО-ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ».

В любом случае резкое изменение мощности двигателя при полете с одним неработающим двигателем усложняет управление самолетом.

ВНИМАНИЕ

Не пытаться выполнить повторный запуск двигателя в полете на барометрической высоте ниже 10000 футов, если остановка двигателя продолжалась более двух минут. На барометрической высоте выше 10000 футов повторный запуск возможен только непосредственно после остановки двигателя.

3.7.1 ВЫЯВЛЕНИЕ ОТКАЗАВШЕГО ДВИГАТЕЛЯ

ПРИМЕЧАНИЕ

При отказе одного двигателя происходит асимметричная потеря тяги двигателей, что ведет к самопроизвольному возникновению моментов рыскания и крена в направлении отказавшего двигателя (при согласованном управлении). В этой ситуации основной задачей является сохранение управления по курсу главным образом при помощи руля направления и дополнительного воздействия на элероны. Для определения отказавшего двигателя можно пользоваться следующим мнемоническим правилом:

«Нет усилия – отказавший двигатель»

Это означает, что после восстановления управления по курсу пилот чувствует управляющее усилие при нажатии ногой на педаль руля направления на стороне рабочего двигателя, в то время как при нажатии на педаль на стороне отказавшего двигателя усилия не ощущается. Кроме того, для анализа ситуации можно также пользоваться приборами контроля двигателя.

3.7.2 ПОИСК И УСТРАНЕНИЕ НЕИСПРАВНОСТЕЙ ДВИГАТЕЛЯ

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

В первую очередь следует сохранять необходимое для полета пространственное положение самолета, и лишь во вторую попытаться устранить возникшую неисправность («приоритет полета»).

ПРИМЕЧАНИЕ

Левый двигатель (вид с рабочего места пилота) является критическим с точки зрения его влияния на управляемость и летные характеристики самолета.

ПРИМЕЧАНИЕ

Если потеря тяги произошла в результате случайной перестановки рычага управления двигателем, можно отрегулировать усилие фрикционного тормоза и продолжить полет.

В зависимости от ситуации, для восстановления нормальной работы двигателя можно выполнить следующее:

1. Предохранители проверить / при необходимости включить

Если нормальная работа двигателя восстановлена, продолжить полет и как можно быстрее совершить посадку.

В противном случае:

2. Переключатель VOTER (переключатель блоков управления двигателем переключиться между блоками А и В

Если при переключении на блок А или В нормальная работа двигателя восстанавливается, сохранять это положение переключателя и как можно быстрее совершить посадку.

СМ. ПРОДОЛЖЕНИЕ

В противном случае:

3. Переключатель VOTER (переключатель блоков управления двигателем переключиться обратно в режим AUTO (автоматически) для сохранения резервирования блоков управления двигателями

Если нормальная работа двигателя восстановлена, продолжить полет и как можно быстрее совершить посадку.

В противном случае:

4. Переключатель подачи топлива (FUEL SELECTOR) соответствующего двигателя..... CROSSFEED (кольцевание)

ВНИМАНИЕ

Одновременное включение топливного насоса соответствующего двигателя и режима кольцевания может привести к выходу из строя насоса высокого давления.

Если нормальная работа двигателя восстановлена, продолжить полет. Выдерживать самолет в пределах допустимой боковой разбалансировки.

В противном случае:

5. Переключатель подачи топлива (FUEL SELECTOR) соответствующего двигателя в положении ON (вкл.) / при необходимости CROSSFEED (кольцевание)
6. ALTERNATE AIR (подача воздуха из резервного источника). . . . OPEN (открыть)
7. РУД соответствующего двигателя установить необходимую мощность

Если нормальная работа двигателя восстановлена, продолжить полет и как можно быстрее совершить посадку.

Если нормальную работу двигателя выполнением действий в данном разделе восстановить не удалось, подготовиться к выполнению действий, перечисленных в разделе 3.7.3 «ПОРЯДОК ОТКЛЮЧЕНИЯ ДВИГАТЕЛЯ (ПЕРЕВОДА ВИНТА В РЕЖИМ ФЛЮГИРОВАНИЯ)», и как можно быстрее посадить самолет.

КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ

Стр. 3-26	Ред. 2 30 ноября 2009 г.	Док. № 7.01.15-Е
-----------	--------------------------	------------------

3.7.3 ПОРЯДОК ОТКЛЮЧЕНИЯ ДВИГАТЕЛЯ (ПЕРЕВОДА ВИНТА В РЕЖИМ ФЛЮГИРОВАНИЯ)

Останов соответствующего двигателя и перевод его в режим флюгирования:

1. Неработающий двигательопределить и проверить
2. Выключатель ENGINE MASTER
(главный выключатель двигателя)
неработающего двигателяOFF (выкл.)

ВНИМАНИЕ

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

Отключение двигателя с винтом во флюгерном положении:

3. Генератор неработающего двигателя ...OFF (выкл.)
4. Топливный насос убедиться, что в положении OFF (выкл.)
5. Переключатель подачи топлива (FUEL SELECTOR)
соответствующего двигателя в положении OFF (выкл.)

ПРИМЕЧАНИЕ

Остаток топлива в баке остановленного двигателя можно использовать для подачи на рабочий двигатель для увеличения дальности полета и сохранения поперечной балансировки самолета. Для этого перевести переключатель подачи топлива (FUEL SELECTOR) соответствующего двигателя в положение CROSSFEED (кольцевание).

При установке хотя бы одного из рычагов управления двигателем в положение малой мощности срабатывает звуковая сигнализация шасси. Для отключения звуковой сигнализации перевести рычаг управления двигателем отключенного двигателя вперед в нужное положение.

КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ

3.7.4 РАСФЛЮГИРОВАНИЕ ВИНТА И ПОВТОРНЫЙ ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЯ В ПОЛЕТЕ

Если установлена причина остановки и отсутствуют признаки неисправности или пожара двигателя, можно выполнить попытку повторного запуска.

Повторный запуск двигателя при помощи стартера

Максимальная высота
повторного запуска:

Барометрическая высота 18000 футов:
немедленный повторный запуск.

Барометрическая высота 10000 футов:
повторный запуск в течение двух минут.

ВНИМАНИЕ

Не пытаться выполнить повторный запуск двигателя в полете, если остановка двигателя продолжалась более двух минут.

ПРИМЕЧАНИЕ

После охлаждения двигателя в течение более двух минут повторный запуск может оказаться неудачным.

Максимальная скорость при
повторном запуске двигателя:

не более 100 узлов (приборная) или
воздушной скорости, установленной для
полета с остановленным воздушным
винтом (в зависимости от того, какое из
значений меньше)

ВНИМАНИЕ

Запрещается включать стартер, если воздушный винт находится в режиме авторотации!

СМ. ПРОДОЛЖЕНИЕ

ПРИМЕЧАНИЕ

На приборной воздушной скорости менее 100 узлов авторотация винта может происходить рывками. По этой причине при включении стартера необходимо убедиться, что воздушный винт неподвижен.

1. РУД соответствующего двигателяIDLE (малый газ)
2. Переключатель подачи топлива
(FUEL SELECTOR)
соответствующего двигателяв положении ON (вкл.)
3. ALTERNATE AIR
(подача воздуха из резервного источника.....по необходимости
4. ГЕНЕРАТОР соответствующего двигателя.....ON (вкл.)
5. Выключатель ENGINE MASTER
(главный выключатель двигателя)
соответствующегоON (вкл.), происходит
расфлюгирование
воздушного винта
6. СТАРТЕР соответствующего двигателя.....включить, когда
воздушный винт
неподвижен

ВНИМАНИЕ

После запуска двигателя установить рычаг управления двигателем в положение умеренной мощности и выдерживать его в этом положении, пока температура двигателей не войдет в зеленый сектор.

КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ

Повторный запуск двигателя в режиме авторотации

Если установлена причина остановки и отсутствуют признаки неисправности или пожара двигателя, можно выполнить попытку повторного запуска.

Максимальная высота повторного
запуска двигателя в полете:

Барометрическая высота 18000 футов:
немедленный повторный запуск.

Барометрическая высота 10000 футов:
повторный запуск в течение двух минут.

ВНИМАНИЕ

Не пытаться выполнить повторный запуск двигателя в полете, если остановка двигателя продолжалась более двух минут.

ПРИМЕЧАНИЕ

После охлаждения двигателя в течение более двух минут повторный запуск может оказаться неудачным.

Минимальная скорость при повторном
запуске двигателя:

25 узлов (приборная)

Максимальная скорость при повторном
запуске двигателя:

145 узлов (приборная)

ВНИМАНИЕ

1. Запрещается включать стартер, если воздушный винт находится в режиме авторотации!
2. Не пытаться выполнить повторный запуск на скорости ниже 125 узлов (приборная).
3. Не пытаться выполнить повторный запуск на скорости выше 145 узлов (приборная).

СМ. ПРОДОЛЖЕНИЕ

ПРИМЕЧАНИЕ

На приборной скорости менее 125 узлов авторотация винта может происходить рывками. Для успешного повторного запуска авторотация должна быть непрерывной. На приборной скорости выше 145 узлов при попытке повторного запуска может происходить заброс оборотов воздушного винта.

1. РУД соответствующего двигателя IDLE (малый газ)
2. Переключатель подачи топлива
(FUEL SELECTOR)
соответствующего двигателя в положении ON (вкл.)
3. ALTERNATE AIR
(подача воздуха из резервного источника по необходимости
4. ГЕНЕРАТОР соответствующего двигателя ON (вкл.)
5. Выключатель ENGINE MASTER
(главный выключатель двигателя)
соответствующего двигателя ON (вкл.),
происходит
расфлюгирование
воздушного винта и
повторный запуск
двигателя в режиме
авторотации

ВНИМАНИЕ

После запуска двигателя установить рычаг управления двигателем в положение умеренной мощности и выдерживать его в этом положении, пока температура двигателей не войдет в зеленый сектор.

КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ

3.7.5 ОТКАЗ ДВИГАТЕЛЯ ПРИ ВЗЛЕТЕ

а) Отказ двигателя во время разбега

- Прервать взлет

1. Рычаг управления двигателем IDLE (малый газ) / ОБА
2. Руль направления сохранять направление
3. Тормоза по обстоятельствам

ВНИМАНИЕ

При наличии достаточного запаса времени опасность возникновения пожара при столкновении с препятствиями можно уменьшить следующим образом:

4. Выключатель ENGINE MASTER
(главный выключатель двигателя) оба в положении OFF (выкл.)
5. Переключатель подачи топлива
(FUEL SELECTOR) оба в положении OFF (выкл.)
6. ELECT. MASTER (главный
выключатель электрооборудования) ... OFF (выкл.)

КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ

b) Отказ двигателя после отрыва

Если шасси еще не убрано, а длина оставшейся части ВПП/поверхности достаточна:

- прервать взлет и посадить самолет прямо по курсу

Если длина оставшейся части ВПП/поверхности недостаточна:

- принять решение о прерывании или продолжении взлета

Продолжение взлета:

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

Продолжение взлета не рекомендуется, если скорость установившегося набора высоты в соответствии с разделом 5.3.8 «ЛЕТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ПРИ НАБОРЕ ВЫСОТЫ С ОДНИМ НЕРАБОТАЮЩИМ ДВИГАТЕЛЕМ» составляет менее 3,3%. В некоторых сочетаниях атмосферных условий, таких как турбулентность, боковой ветер и сдвиг ветра, и навыка пилота конечная скороподъемность может оказаться недостаточной для успешного продолжения взлета. По этой причине следует избегать продолжения взлета с одним неработающим двигателем, если это возможно.

1. Рычаг управления двигателем МАХ (максимум)
2. Руль направления сохранять направление
3. Воздушная скорость $V_{YSE} = 85$ узлов (приборная)/по обстоятельствам
4. Шасси UP (убрано) для обеспечения положительной скорости набора высоты
5. ЗАКРЫЛКИ в положении UP (убраны)

СМ. ПРОДОЛЖЕНИЕ

6. Неработающий двигатель отключить в соответствии с разделом 3.7.3 «ПОРЯДОК ОТКЛЮЧЕНИЯ ДВИГАТЕЛЯ (ПЕРЕВОДА ВИНТА В РЕЖИМ ФЛЮГИРОВАНИЯ)»

Необходимо как можно быстрее посадить самолет в соответствии с разделом 3.7.7 «ПОСАДКА С ОДНИМ НЕРАБОТАЮЩИМ ДВИГАТЕЛЕМ». Если перед посадкой необходимо изменение маршрута полета, перейти к разделу 3.7.9 «ПОЛЕТ С ОДНИМ НЕРАБОТАЮЩИМ ДВИГАТЕЛЕМ».

КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ

3.7.6 ОТКАЗЫ ДВИГАТЕЛЯ В ПОЛЕТЕ

(a) Отказ двигателя на начальном этапе набора высоты

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

Поскольку во время набора высоты используются режимы высокой мощности двигателя, следует избегать падения воздушной скорости до уровня менее $V_{MCA} = 76$ узлов (приборная), т.к. в этих условиях внезапный отказ двигателя может привести к потере управляемости. В этом случае необходимо уменьшить асимметрию тяги для восстановления управления по курсу.

1. Руль направления сохранять направление
2. Воздушная скорость $V_{YSE} = 85$ узлов (приборная) / более
 $V_{MCA} = 76$ узлов (приборная) по
обстоятельствам
3. Рабочий двигатель увеличить мощность до
необходимого уровня, если
управление по курсу восстановлено

Добиться минимального/нулевого бокового скольжения (около «половины шарика» в направлении рабочего двигателя; крен 3° – 5°).

4. Неработающий двигатель отключить в соответствии с
разделом 3.7.3 «ПОРЯДОК
ОТКЛЮЧЕНИЯ ДВИГАТЕЛЯ
(ПЕРЕВОДА ВИНТА В РЕЖИМ
ФЛЮГИРОВАНИЯ)»

Необходимо как можно быстрее посадить самолет в соответствии с разделом 3.7.7 «ПОСАДКА С ОДНИМ НЕРАБОТАЮЩИМ ДВИГАТЕЛЕМ». Если перед посадкой необходимо изменение маршрута полета, перейти к разделу 3.7.9 «ПОЛЕТ С ОДНИМ НЕРАБОТАЮЩИМ ДВИГАТЕЛЕМ».

КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ

(b) Отказ двигателя в полете

1. Руль направления сохранять направление
2. Воздушная скорость по обстоятельствам / более $v_{MCA} = 76$
узлов (приборная)
3. Рабочий двигатель увеличить мощность до 92% или не
более 2100 об/мин

Добиться минимального/нулевого бокового скольжения (около «половины шарика» в направлении рабочего двигателя; крен 3° – 5°).

4. Неработающий двигатель отключить в соответствии с
разделом 3.7.3 «ПОРЯДОК
ОТКЛЮЧЕНИЯ ДВИГАТЕЛЯ
(ПЕРЕВОДА ВИНТА В РЕЖИМ
ФЛЮГИРОВАНИЯ)»

Необходимо как можно быстрее посадить самолет в соответствии с разделом 3.7.7 «ПОСАДКА С ОДНИМ НЕРАБОТАЮЩИМ ДВИГАТЕЛЕМ». Если перед посадкой необходимо изменение маршрута полета, перейти к разделу 3.7.9 «ПОЛЕТ С ОДНИМ НЕРАБОТАЮЩИМ ДВИГАТЕЛЕМ».

КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ

3.7.7 ПОСАДКА С ОДНИМ НЕРАБОТАЮЩИМ ДВИГАТЕЛЕМ

Подготовка:

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

Для аварийной посадки зафиксировать регулируемые спинки (при наличии) в вертикальном положении.

1. Регулируемые спинки (при наличии)привести в вертикальное положение, показанное на трафарете на дуге безопасности и убедиться, что спинка зафиксирована правильно
2. Привязные ремнизастегнуты и затянуты
3. Посадочная фарапо необходимости
4. Звуковая сигнализация шассипроверить исправность

Рабочий двигатель:

5. Топливный насос рабочего двигателя .ON (вкл.)
6. Переключатель подачи топлива (FUEL SELECTOR)в положении ON (вкл.)

ВНИМАНИЕ

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

ВНИМАНИЕ

Если требуется включить режим КОЛЬЦЕВАНИЯ при включенных насосах, до следующего полета необходимо провести специальное техническое обслуживание.

СМ. ПРОДОЛЖЕНИЕ

Неработающий двигатель:

7. Двигатель убедиться, что остановлен (винт в режиме флюгирования) в соответствии с разделом 3.7.3 «ПОРЯДОК ОТКЛЮЧЕНИЯ ДВИГАТЕЛЯ (ПЕРЕВОДА ВИНТА В РЕЖИМ ФЛЮГИРОВАНИЯ)»

не ранее, чем будет выбрана площадка для посадки:

8. Воздушная скорость необходимая для выпуска шасси
9. Шасси переключатель в положении DOWN (выпущено), проверить 3 зеленых лампы
10. Балансировка по обстоятельствам
11. Воздушная скорость уменьшить до необходимого уровня
12. ЗАКРЫЛКИ по обстоятельствам
13. Скорость на конечном этапе захода на посадку 86 узлов (приборная) (v_{REF} /переключатель закрылков в положении UP (убраны))
84 узла (приборная) (v_{REF} /переключатель закрылков в положении APP (заход на посадку))
84 узла (приборная) (v_{REF} /переключатель закрылков в положении LDG (посадка))

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

Заход на посадку с одним неработающим двигателем с выпущенными закрылками (в любом положении) не рекомендуется, если нет уверенности в безопасности посадки (посадка на поле). Выпуск закрылков увеличивает потерю высоты в случае ухода на второй круг с одним неработающим двигателем (прерванной посадки).

14. Рычаг управления двигателем по обстоятельствам
15. Балансировка по обстоятельствам / триммер РН установить в нейтральное положение

СМ. ПРОДОЛЖЕНИЕ

Стр. 3-38	Ред. 2 30 ноября 2009 г.	Док. № 7.01.15-Е
-----------	--------------------------	------------------

ПРИМЕЧАНИЕ

Превышение указанной скорости захода на посадку ведет к существенному увеличению посадочной дистанции при выравнивании.

ВНИМАНИЕ

При наличии таких условий, как (например) сильный ветер, опасность возникновения сдвига ветра или турбулентности, следует выбирать более высокую скорость захода на посадку.

- Выполнить нормальное касание и торможение на земле.

КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ

Если заход на посадку не удался, можно использовать следующий вариант:

3.7.8 УХОД НА ВТОРОЙ КРУГ/ПРЕРЫВАНИЕ ПОСАДКИ С ОДНИМ НЕРАБОТАЮЩИМ ДВИГАТЕЛЕМ

ВНИМАНИЕ

Уход на второй круг/прерывание посадки не рекомендуется при истинной высоте менее 800 футов.

Информацию о летных характеристиках самолета с одним неработающим двигателем, с убранными закрылками см. в разделе 5.3.8 «ЛЕТНО-ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ПРИ НАБОРЕ ВЫСОТЫ С ОДНИМ НЕРАБОТАЮЩИМ ДВИГАТЕЛЕМ».

В некоторых сочетаниях атмосферных условий, таких как турбулентность, боковой ветер и сдвиг ветра, и навыка пилота конечная скороподъемность может оказаться недостаточной для успешного ухода на второй круг/прерывания посадки.

1. Рычаг управления двигателем МАХ (максимум)
2. Руль направления сохранять направление
3. Воздушная скорость $V_{YSE} = 85$ узлов (приборная) / по обстоятельствам
4. Шасси переключатель в положении UP (убрано)/убрано
5. ЗАКРЫЛКИ в положении UP (убраны)

– Добиться минимального скольжения и маневрировать для выполнения новой попытки посадить самолет. Повторить действия, начиная с п. 1 раздела 3.7.9 «ПОЛЕТ С ОДНИМ НЕРАБОТАЮЩИМ ДВИГАТЕЛЕМ».

Если установление положительной скорости набора высоты невозможно:

– Совершить посадку с выпущенным шасси, избегая столкновения с препятствиями.

СМ. ПРОДОЛЖЕНИЕ

Если позволяет время, выполнить следующие действия для снижения риска пожара в случае столкновения с препятствиями после касания:

6. Выключатель ENGINE MASTER
(главный выключатель двигателя) оба в положении OFF (выкл.)
7. Переключатель подачи топлива
(FUEL SELECTOR)оба в положении OFF (выкл.)
8. ЗАКРЫЛКИAPP (заход на посадку) или LDG
(посадка), по необходимости

ПРИМЕЧАНИЕ

При посадке вне аэродрома, возможно, более целесообразной будет посадка с убранными шасси для предотвращения серьезных повреждений самолета. Обратите внимание, что в этом случае не задействуется энергопоглощающая функция шасси.

ПРИМЕЧАНИЕ

При выпуске шасси и выпуске закрылков в положение LDG (посадка) увеличивается лобовое сопротивление и сильно возрастает вертикальная скорость перед касанием. Посадка с закрылками в положении LDG (посадка) рекомендуется только в том случае, если самолет можно безопасно довести до места посадки.

9. Скорость захода на посадку не менее 84 узлов (приборная)
при переключателе управления
закрылками в положении APP
(заход на посадку)

не менее 84 узлов (приборная)
при переключателе управления
закрылками в положении LDG
(посадка)

При посадке с выпущенным шасси:

10. LANDING GEAR (шасси)в положении DOWN (выпущено),
проверить 3 зеленых лампы
11. Выключатель ELECT. MASTER (главный
выключатель электрооборудования) OFF (выкл.)
12. Касаниеминимальная возможная скорость

СМ. ПРОДОЛЖЕНИЕ

При посадке с убраным шасси:

10. LANDING GEAR (шасси)..... в положении UP (убрано)
11. Касание..... минимальная возможная скорость

Сразу после касания:

12. Выключатель ELECT. MASTER
(главный выключатель
электрооборудования) OFF (выкл.)

КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ

3.7.9 ПОЛЕТ С ОДНИМ НЕРАБОТАЮЩИМ ДВИГАТЕЛЕМ

ВНИМАНИЕ

Даже в случае удовлетворительного поведения самолета с одним неработающим двигателем необходимо как можно быстрее посадить самолет на ближайшем пригодном для этого аэродроме (в аэропорту).

1. Воздушная скорость более $v_{MCA} = 76$ узлов (приборная) для сохранения управления по курсу
2. Рабочий двигатель непрерывно следить за приборами контроля двигателя
3. Количество топлива непрерывно контролировать
4. Топливный насос левый/правый.....в положении OFF (выкл.)
5. Переключатель подачи топлива (FUEL SELECTOR)рабочий двигатель / установить в положение CROSSFEED (кольцевание) или ON (вкл.) для сохранения балансировки топлива

ВНИМАНИЕ

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

СМ. ПРОДОЛЖЕНИЕ

ПРИМЕЧАНИЕ

При переключателе подачи топлива (FUEL SELECTOR) в положении CROSSFEED (кольцевание) топливо на двигатель поступает из основного бака противоположной стороны.

Это позволяет увеличить дальность полета и сохранить поперечную балансировку крыльев (см. раздел 2.14 «ТОПЛИВО»).

Необходимо как можно быстрее посадить самолет в соответствии с разделом 3.7.7 «ПОСАДКА С ОДНИМ НЕРАБОТАЮЩИМ ДВИГАТЕЛЕМ».

КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ

3.8 ПОСАДКА С ОТКАЗАВШИМИ ДВИГАТЕЛЯМИ

1. Выключатель ENGINE MASTER
(главный выключатель двигателя)..... оба в положении OFF (выкл.)
2. Выключатели генераторов
постоянного тока..... оба в положении OFF (выкл.)
3. Топливные насосы..... оба в положении OFF (выкл.)
4. Переключатель подачи топлива
(FUEL SELECTOR) оба в положении OFF (выкл.)
5. Главный выключатель БРЭО
(AVIONIC MASTER) (..... OFF (выкл.)
6. Привязные ремни застегнуты и затянуты

Если самолет можно надежно довести до места посадки:

7. ЗАКРЫЛКИ APP (заход на посадку) или
LDG (посадка), по необходимости

ПРИМЕЧАНИЕ

При посадке вне аэродрома, возможно, более целесообразной будет посадка с убранными шасси для предотвращения серьезных повреждений самолета. Обратите внимание, что в этом случае не задействуется энергопоглощающая функция шасси.

ПРИМЕЧАНИЕ

При выпуске шасси и выпуске закрылков в положение LDG (посадка) увеличивается лобовое сопротивление и сильно возрастает вертикальная скорость перед касанием. Посадка с закрылками в положении LDG (посадка) рекомендуется только в том случае, если самолет можно безопасно довести до места посадки.

8. Скорость захода на посадку не менее 84 узлов (приборная)
при переключателе управления
закрылками в положении APP
(заход на посадку)

не менее 84 узлов (приборная)
при переключателе управления
закрылками в положении LDG
(посадка)

СМ. ПРОДОЛЖЕНИЕ

При посадке с выпущенными шасси:

9. LANDING GEAR (шасси)..... в положении DOWN (выпущено),
проверить 3 зеленых лампы
10. Выключатель ELECT. MASTER
(главный выключатель
электрооборудования)..... OFF (выкл.)
11. Касание минимальная возможная скорость

При посадке с убранными шасси:

9. LANDING GEAR (шасси)..... UP (убрано)
10. Касание минимальная возможная скорость

Сразу после касания:

11. Выключатель ELECT. MASTER
(главный выключатель
электрооборудования) OFF (выкл.)

КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ

3.9 ОТКАЗЫ СИСТЕМЫ ШАССИ

3.9.1 СИГНАЛИЗАЦИЯ НЕВЫПУЩЕННОГО ПОЛОЖЕНИЯ ШАССИ

ПРИМЕЧАНИЕ

Загорание сигнализации невыпущенного положения шасси означает, что шасси находится в промежуточном положении (не убрано полностью или не выпущено и не встало на замки). Загорание этого индикатора в процессе выпуска и уборки шасси не является признаком неисправности.

Если во время уборки/выпуска шасси индикатор горит на протяжении более 20 с:

1. Воздушная скорость убедиться, что менее v_{LOR} 156 узлов (приборная)
2. Переключатель управления шасси если индикатор не гаснет, повторить цикл выпуска (уборки) шасси

Если шасси не выпускается или не встает на замки или красный индикатор не гаснет:

- Перейти к разделу 3.8.2 «РУЧНОЙ ВЫПУСК ШАССИ».

СМ. ПРОДОЛЖЕНИЕ

ПРИМЕЧАНИЕ

Если шасси не убирается до конца, можно продолжать полет с выпущенным шасси, вставшим на замки. Учесть увеличение лобового сопротивления, ведущее к ухудшению летных характеристик, увеличению расхода топлива и уменьшению дальности полета.

Самолет с выпущенным шасси, с положительной задней центровкой, с выпущенными закрылками и с двигателем под полным дросселем легко выходит из скольжения при нейтральном положении триммеров (штатная процедура). В противном случае может потребоваться умеренная корректировка рулем направления.

При низкой температуре окружающей среды для выпуска шасси может оказаться полезным снижение воздушной скорости до уровня менее 110 узлов (приборная).

КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ

3.9.2 РУЧНОЙ ВЫПУСК ШАССИ

ПРИМЕЧАНИЕ

При отказе электрического насоса привода силовых цилиндров шасси возможен выпуск шасси в ручном режиме на скорости до 156 узлов (приборная). Выпуск шасси в ручном режиме занимает до 20 с.

Перед выпуском шасси в ручном режиме необходимо выполнить следующие проверки:

1. Световая сигнализация шасси проверить исправность/нажать кнопку проверки
2. ELECT. MASTER (главный выключатель электрооборудования).... в положении ON (вкл.)
3. Напряжение шины убедиться, что в штатном диапазоне
4. Предохранитель убедиться, что вставлен/при необходимости включить

Порядок ручного выпуска шасси:

5. Переключатель управления шасси в положение DOWN (выпущено)
6. Ручка ручного выпуска шасси вытянуть

ПРИМЕЧАНИЕ

После этого должен произойти выпуск шасси под действием силы тяжести, в результате падения давления в гидросистеме. Если после выполнения пунктов 1–6 процедуры ручного выпуска одна или более стоек шасси не выпустились или не встали на замки (по показаниям индикаторов выпущенного положения), снизить воздушную скорость до уровня менее 110 узлов (приборная) и умеренным движением самолета по курсу и тангажу поставить шасси на замки.

СМ. ПРОДОЛЖЕНИЕ

7. Световая сигнализация шасси проверить 3 зеленых лампы

ПРИМЕЧАНИЕ

Если шасси выпущено и встало на замки правильно (3 зеленых лампы горят), при извлечении предохранителя GEAR (шасси) дополнительно загорается красная лампа.

Если выпустить шасси и поставить шасси на замки не удастся, перейти к разделу 3.8.3 «ПОСАДКА С УБРАННЫМ ШАССИ».

КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ

3.9.3 ПОСАДКА С УБРАННЫМ ШАССИ

ПРИМЕЧАНИЕ

В разделе описывается порядок посадки с полностью убраннным шасси.

1. Заход на посадку с нормальной мощностью, на нормальной воздушной скорости захода и с нормальным положением закрылков для захода
2. Рычаг управления двигателем IDLE (малый газ)/непосредственно перед касанием

Если позволяют время и ситуация, выполнить следующие действия для уменьшения риска пожара:

3. Выключатель ENGINE MASTER (главный выключатель двигателя) оба в положении OFF (выкл.)
4. Топливные насосы в положении OFF (выкл.)
5. Переключатель подачи топлива (FUEL SELECTOR) оба в положении OFF (выкл.)
6. ELECT. MASTER (главный выключатель электрооборудования) OFF (выкл.)

Касание:

7. Касание коснуться поверхности с минимальной возможной воздушной скоростью
8. На земле как можно дольше сохранять управление по курсу при помощи руля направления во избежание столкновения с препятствиями

КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ

3.9.4 ПОСАДКА С ДЕФЕКТОМ ПНЕВМАТИКА ОСНОВНОЙ ОПОРЫ ШАССИ

ВНИМАНИЕ

Дефект (например, разрыв) пневматика обычно нелегко обнаружить. Повреждение обычно происходит во время взлета или посадки и во время быстрого руления почти не заметно. Тенденция к отклонению самолета от курса обнаруживается только при пробеге после посадки или при рулении с малой скоростью. В этом случае требуются быстрые и решительные действия.

1. Посадку производить на край ВПП, соответствующий стороне неповрежденного пневматика, чтобы во время пробега парировать отклонения самолета, вызванные тормозящим действием дефектного пневматика.
2. Посадку производить с опущенным крылом. Самолет наклонить в сторону неповрежденного пневматика.
3. Выдерживать направление при помощи руля направления, помогая при этом тормозами. Тормозить по возможности резко, при необходимости до блокировки колеса. Широкая колея шасси позволяет предотвратить опрокидывание самолета в большом диапазоне скоростей. Тенденция к опрокидыванию отсутствует даже при движении самолета юзом.

КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ

3.9.5 ПОСАДКА С НЕИСПРАВНЫМИ ТОРМОЗАМИ

Учсть увеличение дистанции пробега.

Привязные ремни застегнуты и затянуты

ВНИМАНИЕ

При наличии достаточного запаса времени опасность возникновения пожара при столкновении с препятствиями после безопасного касания можно уменьшить следующим образом:

- Выключатели ENGINE MASTER
(главные выключатели двигателя).. перевести оба в
положение OFF
(выкл.)
- Переключатели подачи топлива
(FUEL SELECTOR) перевести оба в
положение OFF
(выкл.)
- ELECT. MASTER (главный выключатель
электрооборудования) OFF (выкл.)

КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ

3.10 ОТКАЗЫ ЭЛЕКТРОСИСТЕМЫ

3.10.1 ПОЛНЫЙ ОТКАЗ ЭЛЕКТРОСИСТЕМЫ

1. Предохранители убедиться, что все предохранители вставлены

Если электропитание по-прежнему отсутствует:

2. Выключатель EMERGENCY SWITCH (аварийный выключатель) ON (вкл.)
3. Заливающее освещение, при необходимости ON (вкл.)
4. МОЩНОСТЬ устанавливать в зависимости от положения рычага и шума двигателя
5. Подготовиться к посадке с закрылками в фактическом положении. См. раздел 4В.5 «ОТКАЗЫ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ЗАКРЫЛКАМИ».
6. Совершить посадку на ближайшем пригодном для этого аэродроме.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

В зависимости от режима отказа возможна остановка двигателя.

Для резервного питания блоков управления двигателями установлены резервные батареи, предназначенные для питания блоков управления двигателями и их систем и обеспечивающие их питание в течение не менее 30 минут.

ПРИМЕЧАНИЕ

Работа замка верхнего положения шасси более не гарантируется. Возможен медленный выпуск шасси.

Шасси можно выпустить в ручном режиме, см. раздел 3.9.2 «РУЧНОЙ ВЫПУСК ШАССИ».

ПРИМЕЧАНИЕ

Электропитание на резервный авиагоризонт и заливающее освещение продолжает подаваться в течение не менее 1,5 часов.

СМ. ПРОДОЛЖЕНИЕ

Стр. 3-54	Ред. 2 30 ноября 2009 г.	Док. № 7.01.15-Е
-----------	--------------------------	------------------

Пользоваться резервным указателем воздушной скорости и высотомером. Мощность двигателя можно устанавливать, визуальнo контролируя положение РУД.

КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ

3.10.2 ВЫСОКАЯ СИЛА ТОКА

При появлении на экране G1000 сигнала о высокой силе тока:

1. Предохранители проверить
2. Уменьшить электрическую нагрузку до минимума, необходимого для безопасного продолжения полета.
3. Совершить посадку на ближайшем пригодном для этого аэродроме.

КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ

3.10.3 НЕИСПРАВНОСТЬ СТАРТЕРА

Если после запуска двигателя выключения стартера не происходит (после запуска двигателя загорается предупредительный сигнализатор (STARTER ENGD (стартер включен)) на экране комплекса G1000):

На земле:

1. РУД соответствующего двигателя IDLE (малый газ)
2. Выключатель ENGINE MASTER
(главный выключатель двигателя) OFF (выкл.)
3. ELECT. MASTER
(главный выключатель электрооборудования) OFF (выкл.)

Подготовку к полету прекратить!

В полете:

Прекратить полет.

КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ

3.11 ЗАДЫМЛЕНИЕ И ПОЖАР

ПРИМЕЧАНИЕ

Ручной огнетушитель в кабине расположен с правой стороны пассажирского салона самолета, на полу салона за креслом второго пилота.

Для отсоединения огнетушителя от монтажного кронштейна необходимо взять огнетушитель за раструб рядом с Y-образной пружиной.

3.11.1 ПОЖАР ДВИГАТЕЛЯ НА ЗЕМЛЕ

1. Выключатель ENGINE MASTER
(главный выключатель двигателя) оба в положении OFF (выкл.)
2. Переключатель подачи топлива
(FUEL SELECTOR) оба в положении OFF (выкл.)
3. ELECT. MASTER (главный выключатель
электрооборудования) OFF (выкл.)

После остановки:

4. Фонарь открыть
5. Самолет немедленно покинуть

КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ

3.11.2 ПОЖАР ДВИГАТЕЛЯ ПРИ ВЗЛЕТЕ

1. Обогрев кабины и оттаивание стекла..... OFF (выкл.)

ВНИМАНИЕ

При сильном задымлении переднюю часть фонаря кабины можно снять с замков во время полета. Это позволит частично открыть фонарь для улучшения вентиляции. Фонарь останется открытым в этом положении. Влияние на пилотажные характеристики незначительно.

Выполнить действия, перечисленные в разделе 3.7.5 «ОТКАЗ ДВИГАТЕЛЯ ПРИ ВЗЛЕТЕ».

КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ

3.11.3 ПОЖАР ДВИГАТЕЛЯ В ПОЛЕТЕ

1. Обогрев кабины и оттаивание стекла OFF (выкл.)

ВНИМАНИЕ

При сильном задымлении переднюю часть фонаря кабины можно снять с замков во время полета. Это позволит частично открыть фонарь для улучшения вентиляции. Фонарь останется открытым в этом положении. Влияние на пилотажные характеристики незначительно.

Выполнить действия, перечисленные в разделе 3.7.6 «ОТКАЗЫ ДВИГАТЕЛЯ В ПОЛЕТЕ», и остановить двигатель в соответствии с разделом 3.7.3 «ПОРЯДОК ОТКЛЮЧЕНИЯ ДВИГАТЕЛЯ (ПЕРЕВОДА ВИНТА В РЕЖИМ ФЛЮГИРОВАНИЯ)».

КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ

3.11.4 ПОЖАР ЭЛЕКТРИЧЕСКОГО ОБОРУДОВАНИЯ НА ЗЕМЛЕ

1. ELECT. MASTER (главный выключатель электрооборудования) OFF (выкл.)

Если двигатель работает:

2. Рычаг управления двигателем перевести оба в положение IDLE (малый газ)
3. Выключатель ENGINE MASTER (главный выключатель двигателя) оба в положении OFF (выкл.)
4. Переключатель подачи топлива (FUEL SELECTOR) оба в положении OFF (выкл.)

После остановки двигателя (полной):

5. Фонарь открыть
6. Самолет немедленно покинуть

КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ

3.11.5 ПОЖАР ЭЛЕКТРИЧЕСКОГО ОБОРУДОВАНИЯ В ПОЛЕТЕ

1. Выключатель EMERGENCY SWITCH
(аварийный выключатель) ON (вкл.)
2. Выключатель AVIONIC MASTER
(главный выключатель БРЭО) OFF (выкл.)
3. ELECT. MASTER (главный
выключатель электрооборудования) OFF (выкл.)
4. Обогрев кабины и оттаивание стекла OFF (выкл.)
5. Аварийные окна при необходимости открыть
6. Совершить посадку на ближайшем пригодном для этого аэродроме

ВНИМАНИЕ

При переводе главного выключателя электрооборудования (ELECT. MASTER) в положение OFF (выкл.) происходит полное выключение всего электронного и электрооборудования, включая курсовертикаль (AHRS).

При установке аварийного выключателя в положение ON (вкл.) осуществляется подача электропитания на резервный указатель пространственного положения (авиагоризонт) и заливающее освещение от резервной аккумуляторной батареи.

При сильном задымлении переднюю часть фонаря кабины можно снять с замков во время полета. Это позволит частично открыть фонарь для улучшения вентиляции. Фонарь останется открытым в этом положении. Влияние на пилотажные характеристики незначительно.

Максимальная продемонстрированная воздушная скорость при аварийно открытой передней части фонаря в полете составляет 117 узлов (приборная). Превышение приборной скорости 117 узлов запрещается.

КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ

3.12 ПРОЧИЕ АВАРИЙНЫЕ СИТУАЦИИ

3.12.1 ПОДОЗРЕНИЕ НА НАЛИЧИЕ ОКСИ УГЛЕРОДА В АТМОСФЕРЕ КАБИНЫ

Окись углерода (СО) представляет собой газ, образующийся в процессе горения. Окись углерода токсична и не имеет запаха. Большая концентрация окиси углерода может быть смертельной. Появление окиси углерода в кабине возможно только в результате какого-либо дефекта. При появлении в кабине запаха, похожего на запах выхлопных газов, необходимо принять следующие меры:

1. Обогрев кабины и оттаивание стекла OFF (выкл.)
2. Вентиляция открыть
3. Аварийные окна открыть
4. Передняя часть фонаря снять с замков, сдвинуть вверх и зафиксировать в положении «зазора для охлаждения»

ВНИМАНИЕ

Максимальная продемонстрированная воздушная скорость при аварийно открытой передней части фонаря в полете составляет 117 узлов (приборная). Превышение приборной скорости 117 узлов запрещается.

КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ

3.12.2 НЕ ЗАПЕРТЫ ДВЕРИ

1. Воздушная скорость немедленно уменьшить
2. Фонарь визуально проверить, убедиться, что закрыт
3. Задняя пассажирская дверь визуально проверить, убедиться, что закрыта
4. Передние багажные двери визуально проверить, убедиться, что закрыты

Не заперт фонарь

5. Воздушная скорость..... менее 140 узлов (приборная)
6. Совершить посадку на ближайшем пригодном для этого аэродроме.

КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ

Не заперта задняя пассажирская дверь

5. Воздушная скорость менее 140 узлов (приборная)
6. Совершить посадку на ближайшем пригодном для этого аэродроме.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

Не пытаться запереть заднюю пассажирскую дверь в полете. Возможно отпирание предохранительного замка и открытие двери. Обычно это приводит к отделению двери от самолета.

ПРИМЕЧАНИЕ

При потере двери самолет можно безопасно довести до ближайшего пригодного для посадки аэродрома.

КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ

Не заперта передняя багажная дверь

5. Воздушная скорость уменьшить, чтобы обеспечить стабильность положения двери
6. Совершить посадку на ближайшем пригодном для этого аэродроме.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

Отделение двери багажного отсека может привести к повреждению воздушного винта и отказу двигателя.

КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ

3.12.3 НЕИСПРАВНОСТЬ СИСТЕМЫ РЕГУЛИРОВАНИЯ ЧАСТОТЫ ВРАЩЕНИЯ ВОЗДУШНОГО ВИНТА

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.

(а) Колебания частоты вращения

1. Установка мощности изменить

Если устранить проблему не удастся:

2. Garmin G1000 проверить предупредительный
сигнализатор L/R ECU A/B FAIL
(неисправность блока управления
A/B двигателя левого/правого)

Если горит сигнализатор L/R ECU A FAIL (неисправность блока управления A двигателя левого/правого):

3. Переключатель VOTER
(переключатель блоков
управления двигателем ECU B (блок управления двигателем B)

Если горит сигнализатор L/R ECU B FAIL (неисправность блока управления B двигателя левого/правого):

3. Переключатель VOTER
(переключатель блоков
управления двигателем ECU A (блок управления двигателем A)

ПРИМЕЧАНИЕ

Если проблему по-прежнему не удастся устранить, переключиться обратно в режим AUTO (автоматически) и посадить самолет на ближайшем пригодном для этого аэродроме.

СМ. ПРОДОЛЖЕНИЕ

(b) Заброс оборотов воздушного винта

ПРИМЕЧАНИЕ

Данная процедура относится к продолжительному забросу оборотов воздушного винта в результате неисправности регулятора постоянства оборотов воздушного винта или блока управления двигателем.

1. Установка мощности уменьшить до необходимого уровня

Если устранить проблему не удастся:

2. Garmin G1000 проверить предупредительный
сигнализатор L/R ECU A/B FAIL
(неисправность блока управления
A/B двигателя левого/правого)

Если горит сигнализатор L/R ECU A FAIL (неисправность блока управления A двигателя левого/правого):

3. Переключатель VOTER (переключатель
блоков управления двигателем) ECU B
(блок управления двигателем B)

*Если горит сигнализатор L/R ECU B FAIL
(неисправность блока управления B двигателя левого/правого):*

3. Переключатель VOTER (переключатель
блоков управления двигателем) ECU A
(блок управления двигателем A)

ВНИМАНИЕ

Если проблему по-прежнему не удастся устранить, переключиться обратно в режим AUTO (автоматически) и посадить самолет на ближайшем пригодном для этого аэродроме. Подготовиться к неисправности двигателя, как описано в разделе 3.7.6 «ОТКАЗЫ ДВИГАТЕЛЯ В ПОЛЕТЕ».

СМ. ПРОДОЛЖЕНИЕ

Стр. 3-68	Ред. 2 30 ноября 2009 г.	Док. № 7.01.15-Е
-----------	--------------------------	------------------

(с) Стабильные обороты

1. Установка мощности двигателя изменить

Если устранить проблему не удастся:

2. Garmin G1000 проверить предупредительный сигнализатор
L/R ECU A/B FAIL (неисправность блока управления
A/B двигателя левого/правого)

*Если горит сигнализатор L/R ECU A FAIL
(неисправность блока управления A двигателя левого/правого):*

3. Переключатель VOTER (переключатель
блоков управления двигателем) ECU B
(блок управления двигателем B)

*Если горит сигнализатор L/R ECU B FAIL (неисправность блока управления B
двигателя левого/правого):*

3. Переключатель VOTER (переключатель
блоков управления двигателем) ECU A
(блок управления двигателем A)

ПРИМЕЧАНИЕ

Если проблему по-прежнему не удастся устранить, переключиться обратно в режим AUTO (автоматически) и посадить самолет на ближайшем пригодном для этого аэродроме.

КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ

3.12.4 НЕПРЕДНАМЕРЕННОЕ ПОПАДАНИЕ В ЗОНУ ОБЛЕДЕНЕНИЯ

1. Покинуть зону обледенения (изменив высоту полета или развернув самолет для возврата в зону с более высокой температурой).
2. PITOT HEAT (обогрев ПВД) ON (вкл.)
3. Обогрев кабины и оттаивание стекла ON (вкл.)
4. Рычаг управления двигателем увеличить мощность во избежание обледенения воздушного винта, периодически изменять мощность.
5. ALTERNATE AIR
(подача воздуха из резервного источника) OPEN (откр.)
6. Аварийные окна при необходимости открыть

ВНИМАНИЕ

Обледенение ведет к снижению скорости сваливания.

7. Диспетчер УВД известить, если ожидается возникновение аварийной ситуации

КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ

3.12.5 ПРЕКРАЩЕНИЕ ПОДАЧИ ТОПЛИВА

1. Переключатель подачи топлива
(FUEL SELECTOR) CROSSFEED
(кольцевание)/соответствующий
двигатель

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

В случае прекращения подачи топлива необходимо до следующего полета провести осмотр топливного насоса.

2. Количество топлива контролировать
3. Топливный насос соответствующего двигателя ON (вкл.)

Если подачу топлива восстановить не удалось:

4. Переключатель подачи топлива (FUEL SELECTOR)ON (вкл.)
5. Топливный насос соответствующего двигателяON (вкл.)
6. Количество топлива контролировать

ВНИМАНИЕ

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

КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ

3.12.6 ВЫХОД ИЗ НЕПРЕДНАМЕРЕННОГО ШТОПОРА

ВНИМАНИЕ

Выход из штопора НЕ демонстрировался во время сертификационных испытаний, поскольку для самолетов этой категории данное требование **ОТСУТСТВУЕТ**. Описанный порядок выхода из штопора составлен на основе общего опыта.

ВНИМАНИЕ

Выполнение преднамеренного штопора на данном самолете запрещается. В случае непреднамеренного штопора необходимо немедленно выполнить действия по выходу из штопора. Сваливание самолета с одним работающим двигателем не допускается.

ВНИМАНИЕ

Необходимо **немедленно и одновременно** выполнить действия, перечисленные в пп. 1–4.

1. Рычаг управления двигателем IDLE (малый газ)
2. Руль направления полностью отклонить в направлении вращения
3. Руль высоты (ручка управления) полностью отклонить вперед
4. Элероны в нейтральное положение
5. ЗАКРЫЛКИ UP (убраны)

СМ. ПРОДОЛЖЕНИЕ

После прекращения вращения:

6. Руль направления в нейтральное положение
7. Руль высоты (ручка управления) осторожно взять на себя
8. Вывести самолет из снижения на нормальную высоту полета. Не допускать превышения непревышаемой скорости, $v_{NE} = 188$ узлов (приборная).

КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ

3.12.7 АВАРИЙНОЕ СНИЖЕНИЕ

1. ЗАКРЫЛКИ UP (убраны)
2. Шасси выпустить
3. Рычаг управления двигателем IDLE (малый газ)
4. Воздушная скорость по обстоятельствам

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

Максимальная конструкционная
крейсерская скорость $v_{NO} = 151$ узел
(приборная).

Непревышаемая скорость в
спокойном воздухе $v_{NE} = 188$ узлов
(приборная).

КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ

3.12.8 АВАРИЙНОЕ ПОКИДАНИЕ

В случае опрокидывания самолета на земле заднюю боковую дверь можно использовать в качестве аварийного выхода. Для этого разблокировать передний узел навески задней боковой двери. Порядок разблокирования показан на трафарете рядом с узлом навески.

3.12.9 НЕИСПРАВНОСТЬ / ОТКАЗ АВТОПИЛОТА ИЛИ ЭЛЕКТРИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ТРИММЕРОМ

ПРИМЕЧАНИЕ

Признаками неисправности автопилота или электрической системы управления триммером являются неожиданное отклонение от заданной траектории полета, необычное перемещение органов управления или колеса управления триммером, подача команд КПП, которые вызывают появление неожиданной или противоречивой индикации на других индикаторах в кабине. Неисправность может сопровождаться звуковым сигналом отключения автопилота, загоранием красного светосигнализатора AFCS (система автоматического управления полетом), красного светосигнализатора PTCH (тангаж), красного светосигнализатора ROLL (крен), красного светосигнализатора YAW (рыскание), красного светосигнализатора AP (автопилот) или желтого светосигнализатора AP (автопилот) на основном пилотажном индикаторе или желтого светосигнализатора CHECK ATTITUDE (проверь положение) на основном пилотажном индикаторе. Обычно отказ обнаруживается средствами контроля автопилота и курсовертикали, которые отключают автопилот.

При отказе электрической системы управления продольной балансировкой, на что указывает красный мигающий светосигнализатор PTRM (продольная балансировка) на основном пилотажном индикаторе, отключение автопилота может не происходить. В этом случае следует приготовиться к возможному отказу средств балансировки системы автопилота (см. пункт «НЕИСПРАВНОСТЬ СИСТЕМЫ АВТОПИЛОТА» ниже) и наличию остаточных усилий на органах управления после отключения автопилота. После отключения при отказе продольной балансировки повторное включение автопилота невозможно. При появлении индикации AUTOPILOT OUT OF TRIM ELE (неисправность автопилота – РВ) следует приготовиться к значительному увеличению усилий при управлении рулем высоты после отключения автопилота.

ПРИМЕЧАНИЕ

Пункты 1 и 2 выполнять одновременно!

1. Ручка управления самолетомнадежно удерживать,
восстановить управление
самолетом
2. Выключатель AP DISC
(отключение автопилота)НАЖАТЬ И УДЕРЖИВАТЬ
3. Триммер перебалансировать самолет
в ручном режиме по
необходимости
4. Предохранитель AUTOPILOT (автопилот) вытянуть
5. Выключатель AP DISC (отключение автопилота) .ОТПУСТИТЬ

ПРИМЕЧАНИЕ

При вытягивании предохранителя AUTOPILOT (автопилот) происходит отключение электросистемы ручного управления триммером и систем автоматического триммирования автопилота.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

Запрещается повторное включение автопилота в случае неисправности автопилота, системы автоматического триммирования или неисправности электросистемы ручного управления триммером до устранения причины неисправности.

РАЗДЕЛ 4 В

НЕШТАТНЫЕ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ПРОЦЕДУРЫ

4В.1	ВЫНУЖДЕННАЯ ПОСАДКА	4В-4
4В.2	ФОНАРЬ В ПОЛОЖЕНИИ «ЗАЗОР ДЛЯ ОХЛАЖДЕНИЯ»	4В-6
4В.3	ПОКАЗАНИЯ ПРИБОРОВ КОНТРОЛЯ ДВИГАТЕЛЯ НА ЭКРАНЕ КОМПЛЕКСА G1000 ЗА ПРЕДЕЛАМИ ЗЕЛЕННОГО СЕКТОРА	4В-6
4В.3.1	ОБОРОТЫ ДВИГАТЕЛЯ	4В-6
4В.3.2	ТЕМПЕРАТУРА ОХЛАЖДАЮЩЕЙ ЖИДКОСТИ.....	4В-7
4В.3.3	ТЕМПЕРАТУРА МАСЛА.....	4В-8
4В.3.4	ДАВЛЕНИЕ МАСЛА.....	4В-9
4В.3.5	ТЕМПЕРАТУРА РЕДУКТОРА.....	4В-10
4В.3.6	ТЕМПЕРАТУРА ТОПЛИВА	4В-10
4В.3.7	НАПРЯЖЕНИЕ	4В-11
4В.4	ПРЕДУПРЕДИТЕЛЬНАЯ ИНДИКАЦИЯ НА ЭКРАНЕ КОМПЛЕКСА G1000.....	4В-12
4В.4.1	ПРЕДУПРЕДИТЕЛЬНЫЕ СИГНАЛЫ / ОБЩАЯ ИНФОРМАЦИЯ	4В-12
4В.4.2	L/R ECU A FAIL (неисправность блока управления левым/правым двигателем А).....	4В-13
4В.4.3	L/R ECU B FAIL (неисправность блока управления левым/правым двигателем В).....	4В-14
4В.4.4	L/R FUEL LOW (низкий уровень топлива в баке левом/правом).....	4В-15
4В.4.5	ПРЕДУПРЕДИТЕЛЬНАЯ ИНДИКАЦИЯ НИЗКОГО НАПРЯЖЕНИЯ (LOW VOLTS (низкое напряжение)).....	4В-16
4В.4.6	L/R ALTN FAIL (отказ генератора левого/правого).....	4В-17
4В.4.7	L/R COOL LVL (уровень охлаждающей жидкости двигателя левого/правого)	4В-18
4В.4.8	PITOT FAIL / HT OFF (отказ обогрева ПВД / обогрев ПВД выключен).....	4В-19
4В.4.9	STALL HT FAIL / OFF (отказ обогрева системы предупреждения о сваливании / обогрев системы предупреждения о сваливании выключен)	4В-20
4В.4.10	L/R AUXILIARY FUEL TANK EMPTY (левый/правый дополнительный	

	топливный бак пуст) (если установлены дополнительные баки)	4B-21
4B.4.11	STICK LIMIT (отказ ограничителя ручки управления)	4B-22
4B.4.12	CHECK GEAR (проверить шасси) (при наличии данной функции) .	4B-23
4B.4.13	LOI (недостаточная достоверность данных GPS)	4B-24
4B.4.14	AHRS ALIGNING – KEEP WINGS LEVEL (калибровка курсовертикали – установить крылья горизонтально).....	4B-25
4B.5	ОТКАЗЫ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ЗАКРЫЛКАМИ.....	4B-26
4B.6	ОТКАЗЫ СИСТЕМЫ ЭЛЕКТРИЧЕСКОЙ РЕГУЛИРОВКИ ПЕДАЛЕЙ РУЛЯ НАПРАВЛЕНИЯ	4B-27
4B.7	ОТКАЗЫ ГИДРАВЛИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ	4B-28
4B.7.1	НЕПРЕРЫВНАЯ РАБОТА ГИДРАВЛИЧЕСКОГО НАСОСА	4B-28
4B.7.2	ОТКАЗ ГИДРАВЛИЧЕСКОГО НАСОСА	4B-29
4B.8	ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЯ ОТ ВНЕШНЕГО ИСТОЧНИКА ПИТАНИЯ.....	4B-30
4B.8.1	ПЕРЕД ЗАПУСКОМ ДВИГАТЕЛЯ.....	4B-30
4B.8.2	ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЯ.....	4B-32
4B.9	УДАР МОЛНИИ	4B-34
4B.10	ОТКАЗЫ СИСТЕМЫ АВТОПИЛОТА	4B-35
4B.10.1	ОТКЛЮЧЕНИЕ АВТОПИЛОТА (мигание желтого светосигнализатора AP (автопилот) на основном пилотажном индикаторе).....	4B-35
4B.10.2	УСТРАНЕНИЕ ПРЕВЫШЕНИЯ МАКСИМАЛЬНОЙ РАБОЧЕЙ СКОРОСТИ АВТОПИЛОТА (загорание желтого светосигнализатора MAXSPD (максимальная скорость) на основном пилотажном индикаторе).....	4B-36
4B.10.3	ПРОПАДАНИЕ СИГНАЛА ИСТОЧНИКА НАВИГАЦИОННОЙ ИНФОРМАЦИИ (мигание желтого светосигнализатора VOR, VAPP (заход на посадку по VOR), GPS или LOC (курсовой радиомаяк) на основном пилотажном индикаторе)	4B-37
4B.10.4	НЕИСПРАВНОСТЬ СИСТЕМЫ АВТОПИЛОТА (загорание желтого светосигнализатора ←AIL (элероны←), →AIL (элероны→), ↑ELE (PB↑), ↓ELE (PB↓), ←RUD (PH←) или →RUD (PH→) на основном пилотажном индикаторе).....	4B-38
4B.10.5	МИГАЮЩИЕ ЖЕЛТЫЕ СИГНАЛИЗАТОРЫ РЕЖИМОВ	4B-41
4B.10.6	ВЛИЯНИЕ ОТКАЗОВ ЭЛЕМЕНТОВ СИСТЕМЫ G1000 НА РАБОТУ АВТОПИЛОТА	4B-42

4В.11 ПОСАДКА С ВЫСОКОЙ ПОСАДОЧНОЙ МАССОЙ.....	4В-43
4В.12 L/R AUX FUEL TRANSFER FAIL (нарушение перекачки топлива в левый/правый бак) (ЕСЛИ УСТАНОВЛЕНЫ ДОПОЛНИТЕЛЬНЫЕ БАКИ)	4В-44

4В.1 ВЫНУЖДЕННАЯ ПОСАДКА

ПРИМЕЧАНИЕ

Вынужденная посадка необходима только при наличии обоснованных предположений о возможности возникновения угрозы для самолета и находящихся в нем лиц в случае продолжения полета в результате нехватки топлива, воздействия неблагоприятных погодных условий и т.п. Во всех обстоятельствах пилот обязан принять решение о том, представляет ли управляемая посадка на поле меньший риск по сравнению с попыткой посадки на ближайшем аэродроме.

ПРИМЕЧАНИЕ

При отсутствии ровной площадки, пригодной для совершения посадки, следует сажать самолет на площадку с восходящим уклоном.

1. Выбрать пригодный для посадки участок.
2. Учесть скорость и направление ветра.
3. Заход на посадку:
По возможности облететь участок для посадки на достаточной высоте и осмотреть его на предмет наличия препятствий. По величине сноса на каждом участке маршрута при этом можно приблизительно определить силу и направление ветра.
4. Диспетчер УВД известить

Выполнить действия, предусмотренные процедурой штатной эксплуатации, см. раздел 4А.6.11 «ЗАХОД НА ПОСАДКУ И ПОСАДКА».
5. Касание с минимальной возможной воздушной скоростью

СМ. ПРОДОЛЖЕНИЕ

ВНИМАНИЕ

При наличии достаточного запаса времени опасность возникновения пожара при столкновении с препятствиями после безопасного касания можно уменьшить следующим образом:

6. Выключатели
ENGINEMASTER
(главные выключатели
двигателя) перевести оба в положение OFF (выкл.)
7. Переключатели
FUEL SELECTOR
(переключатели
поддачи топлива) ... перевести оба в положение OFF (выкл.)
8. ELECT. MASTER
(главный выключатель
электрооборудования) OFF (выкл.)

КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ

4В.2 ФОНАРЬ В ПОЛОЖЕНИИ «ЗАЗОР ДЛЯ ОХЛАЖДЕНИЯ»

ВНИМАНИЕ

Если взлет был случайно выполнен с фонарем в положении «зазор для охлаждения», запрещается закрывать фонарь в полете. Необходимо посадить самолет и закрыть фонарь на земле.

4В.3 ПОКАЗАНИЯ ПРИБОРОВ КОНТРОЛЯ ДВИГАТЕЛЯ НА ЭКРАНЕ КОМПЛЕКСА G1000 ЗА ПРЕДЕЛАМИ ЗЕЛЕННОГО СЕКТОРА

4В.3.1 ОБОРОТЫ ДВИГАТЕЛЯ

Высокие обороты двигателя

1. Уменьшить мощность соответствующего двигателя.
2. Поддерживать обороты в пределах зеленого сектора, пользуясь рычагом управления двигателем.

Если вышеперечисленными действиями устранить проблему не удалось, перейти к разделу 3.12.3 «НЕИСПРАВНОСТЬ СИСТЕМЫ РЕГУЛИРОВАНИЯ ОБОРОТОВ ВОЗДУШНОГО ВИНТА».

3. Совершить посадку на ближайшем пригодном для этого аэродроме.

КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ

4В.3.2 ТЕМПЕРАТУРА ОХЛАЖДАЮЩЕЙ ЖИДКОСТИ

(a) Высокая температура охлаждающей жидкости

Выполнить действия, перечисленные в разделе

3.2.2 «L/R ENG TEMP (температура двигателя левого/правого)»

(b) Низкая температура охлаждающей жидкости

- Проверить наличие предупредительного сообщения L/R COOL LVL (уровень охлаждающей жидкости двигателя левого/правого) (низкий уровень охлаждающей жидкости) на экране комплекса G1000.

ПРИМЕЧАНИЕ

Снижение температуры охлаждающей жидкости возможно при продолжительном снижении с большой высоты с малой установкой мощности двигателя. В этом случае для устранения проблемы можно увеличить мощность и уменьшить воздушную скорость.

На экране отображается предупредительное сообщение L/R COOL LVL (уровень охлаждающей жидкости двигателя левого/правого):

- Уменьшить мощность соответствующего двигателя.
- Подготовиться к работе без охлаждающей жидкости.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

Следует ожидать дальнейшего снижения температуры охлаждающей жидкости. Подготовиться к отказу двигателя, как описано в разделе 3.7.6 «ОТКАЗ ДВИГАТЕЛЯ В ПОЛЕТЕ».

КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ

4В.3.3 ТЕМПЕРАТУРА МАСЛА

(a) Высокая температура масла

Выполнить действия, перечисленные в разделе

3.2.3 «L/R OIL TEMP (температура масла двигателя левого/правого)»

(b) Низкая температура масла

ПРИМЕЧАНИЕ

Снижение температуры масла возможно при продолжительном снижении с большой высоты с малой установкой мощности двигателя. В этом случае для устранения проблемы можно увеличить мощность двигателя.

- Увеличить мощность.
- Уменьшить воздушную скорость.

КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ

4В.3.4 ДАВЛЕНИЕ МАСЛА

(a) Высокое давление масла

- Проверить температуру масла.
- Проверить температуру охлаждающей жидкости.

Если температура масла и охлаждающей жидкости находится в пределах зеленого сектора:

- Предполагать ложную индикацию давления масла. Следить за температурой масла и охлаждающей жидкости.

Если температура масла и охлаждающей жидкости находится за пределами зеленого сектора:

- Уменьшить мощность соответствующего двигателя.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

Совершить посадку на ближайшем пригодном для этого аэродроме. Подготовиться к отказу двигателя, как описано в разделе 3.7.6 «ОТКАЗ ДВИГАТЕЛЯ В ПОЛЕТЕ».

КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ

(b) Низкое давление масла

Выполнить действия, перечисленные в разделе

3.2.4 «L/R OIL PRES (давление масла двигателя левого/правого)»

4В.3.5 ТЕМПЕРАТУРА РЕДУКТОРА

Высокая температура редуктора

Выполнить действия, перечисленные в разделе

3.2.5 «L/R GBOX TEMP (температура редуктора двигателя
левого/правого)»

4В.3.6 ТЕМПЕРАТУРА ТОПЛИВА

(a) Высокая температура топлива

Выполнить действия, перечисленные в разделе

3.2.6 «L/R FUEL TEMP (температура топлива двигателя
левого/правого)»

(b) Низкая температура топлива

- Увеличить мощность соответствующего двигателя.
- Уменьшить воздушную скорость.

ВНИМАНИЕ

При низкой температуре окружающего воздуха и/или при высокой воздушной скорости и работе двигателя на низких оборотах можно предположить, что температуру удастся повысить выполнением вышеперечисленных действий. Если температура топлива не поднимается до зеленого сектора, совершить вынужденную посадку на ближайшем пригодном для этого аэродроме. Подготовиться к отказу двигателя, как описано в разделе 3.7.6 «ОТКАЗ ДВИГАТЕЛЯ В ПОЛЕТЕ».

КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ

Стр. 4В-10	Ред. 2 30 ноября 2009 г.	Док. № 7.01.15-Е
------------	--------------------------	------------------

4В.3.7 НАПРЯЖЕНИЕ

(а) Индикация низкого напряжения на земле при работающих двигателях

1. ГЕНЕРАТОРЫ..... в положении ON (вкл.)
2. Предохранители проверить

Если на экране комплекса G1000 по-прежнему горит предупредительный сигнализатор низкого напряжения (4В.4.5 «LOW VOLTS (низкое напряжение)»):

- Прекратить подготовку к полету.

(b) Низкое напряжение в полете

1. ГЕНЕРАТОРЫ в положении ON (вкл.)
2. Предохранители проверить
3. Электрооборудование выключить все ненужное оборудование

Если на экране комплекса G1000 по-прежнему горит предупредительный сигнализатор низкого напряжения (4В.4.5 «LOW VOLTS (низкое напряжение)»):

- Выполнить действия, предусмотренные разделом 4В.4.6 «L/R ALTN FAIL (отказ генератора левого/правого)».

КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ

4В.4 ПРЕДУПРЕДИТЕЛЬНАЯ ИНДИКАЦИЯ НА ЭКРАНЕ КОМПЛЕКСА G1000

На экране основного пилотажного индикатора (PFD) комплекса G1000 в поле сигнализации отображаются следующие предупредительные сигналы:

4В.4.1 ПРЕДУПРЕДИТЕЛЬНЫЕ СИГНАЛЫ / ОБЩАЯ ИНФОРМАЦИЯ

CHARACTERISTICS (характеристики)	* Текст янтарного цвета * Одиночный звуковой сигнал продолжительностью 1,5 с
---	---

4В.4.2 L/R ECU A FAIL (неисправность блока управления левым/правым двигателем А)

L/R ECU A FAIL	* Неисправность блока управления левым/правым двигателем А или * тестирование блока управления в ходе проверки перед взлетом.
-----------------------	---

(a) Предупредительный сигнал неисправности блока управления двигателем А на земле

- Прекратить подготовку к полету.

(b) Предупредительный сигнал неисправности блока управления двигателем А в полете

ПРИМЕЧАНИЕ

При неисправности электронного блока управления двигателем (ECU) А система автоматически переключается на блок ECU В.

1. Переключатель VOTER
(переключатель блоков управления двигателем) AUTO (автоматически)
2. Если сигнализатор ECU
(блок управления двигателем) не погас совершить посадку на ближайшем пригодном для этого аэродроме.

ПРИМЕЧАНИЕ

При наличии других неисправностей двигателя см. раздел 3.7.2 «ПОИСК И УСТРАНЕНИЕ НЕИСПРАВНОСТЕЙ ДВИГАТЕЛЯ».

КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ

4B.4.3 L/R ECU B FAIL (неисправность блока управления левым/правым двигателем В)

L/R ECU B FAIL	* Неисправность блока управления левым/правым двигателем В или * тестирование блока управления в ходе проверки перед взлетом.
-----------------------	---

(a) Предупредительный сигнал неисправности блока управления двигателем В на земле

- Прекратить подготовку к полету.

(b) Предупредительный сигнал неисправности блока управления двигателем В в полете

ПРИМЕЧАНИЕ

При неисправности электронного блока управления двигателем (ECU) В система автоматически переключается на блок ECU А.

1. Переключатель VOTER (переключатель блоков управления двигателем) AUTO (автоматически)
2. Если сигнализатор ECU (блок управления двигателем) не погас совершить посадку на ближайшем пригодном для этого аэродроме.

ПРИМЕЧАНИЕ

При наличии других неисправностей двигателя см. раздел 3.7.2 «ПОИСК И УСТРАНЕНИЕ НЕИСПРАВНОСТЕЙ ДВИГАТЕЛЯ».

КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ

4В.4.4 L/R FUEL LOW (низкий уровень топлива в баке левом/правом)

L/R FUEL LOW	Низкий уровень топлива в основном баке левого/правого двигателя.
--------------	---

1. Количество топлива проверить

ВНИМАНИЕ

Предупредительное сообщение выдается сразу после снижения уровня топлива в основном баке до нижнего уровня. Индикация калибрована для горизонтального полета по прямой. Данное предупредительное сообщение может подаваться во время разворотов со скольжением или руления по кривой линии.

Если сигнал L/R FUEL LOW (низкий уровень топлива в баке левом/правом) вызван нескоординированным полетом:

ВНИМАНИЕ

Продолжительный нескоординированный полет может привести к нарушению подачи топлива в двигатель и к падению мощности двигателя.

2. Возвратить самолет в скоординированный полет (скольжение не более «половины шарика» (приблизительно), крен 3°–5°)

При значительной разнице уровней топлива в баках левого и правого двигателей в полете:

- Ожидать уменьшения уровня топлива на стороне с наименьшим уровнем.
- Обеспечить подачу топлива в режиме кольцевания.

2. Топливные насосы левый/правый в положении OFF (выкл.)

3. Переключатель FUEL SELECTOR
(переключатель подачи топлива) CROSSFEED (кольцевание) (на
двигатель, для которого
загорается индикатор низкого
уровня топлива)

КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ

Док. № 7.01.15-Е	Ред. 1 4 декабря 2007 г.	Стр. 4В-15
------------------	--------------------------	------------

4В.4.5 ПРЕДУПРЕДИТЕЛЬНАЯ ИНДИКАЦИЯ НИЗКОГО НАПРЯЖЕНИЯ (LOW VOLTS (низкое напряжение))

L/R VOLTS LOW	Слишком низкое напряжение на шине левого/правого двигателя (ниже 25 В).
----------------------	---

Возможные причины:

- Неисправность источника электропитания.
- Выключены ГЕНЕРАТОРЫ.

Перейти к разделу 4В.3.7 «НАПРЯЖЕНИЕ».

ВНИМАНИЕ

При загорании обоих индикаторов низкого напряжения ожидать отказа обоих генераторов постоянного тока; выполнить действия, предусмотренные разделом 4В.4.6 «L/R ALTN FAIL (отказ генератора левого/правого)».

КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ

4B.4.6 L/R ALTN FAIL (отказ генератора левого/правого)

L/R ALTN FAIL	Отказ генератора левого/правого двигателя.
----------------------	--

(a) Отказ одного генератора

1. ГЕНЕРАТОР OFF (выкл.) / на соответствующей стороне
2. Напряжение шины контролировать
3. Электрические потребители уменьшить число потребителей до возможного минимума

КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ

(b) Отказ обоих генераторов

Выполнить действия, перечисленные в разделе

3.3.1 «L/R ALTN FAIL (отказ генератора левого/правого)»

КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ

**4В.4.7 L/R COOL LVL (уровень охлаждающей жидкости двигателя
левого/правого)**

L/R COOL LVL	Низкий уровень охлаждающей жидкости левого/правого двигателя.
---------------------	--

Предупредительный сигнал низкого уровня охлаждающей жидкости может указывать на утечку охлаждающей жидкости, что ведет к ухудшению охлаждения двигателя / потере тяги в результате отказа двигателя.

1. Сигнализация / приборы контроля двигателя контролировать

См. раздел 4В.3.2 «ТЕМПЕРАТУРА ОХЛАЖДАЮЩЕЙ ЖИДКОСТИ».

ПРИМЕЧАНИЕ

Индикация калибрована для горизонтального полета по прямой. Данное предупредительное сообщение может подаваться во время разворотов со скольжением или руления по кривой линии.

КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ

4В.4.8 PITOT FAIL/HT OFF (отказ обогрева ПВД / обогрев ПВД выключен)

PITOT FAIL	Отказ системы обогрева трубки приемника воздушного давления.
PITOT HT OFF	Система обогрева трубки приемника воздушного давления выключена.

1. PITOT HEAT (обогрев ПВД).....убедиться, что находится в положении ON (вкл.) / по необходимости

ПРИМЕЧАНИЕ

Предупредительное сообщение об отказе системы обогрева ПВД выдается, если система обогрева ПВД выключена, а также в случае отказа системы обогрева ПВД. Продолжительная работа системы обогрева ПВД на земле также может привести к индикации предупредительного сообщения об отказе системы обогрева ПВД. В этом случае данное сообщение указывает на срабатывание термореле, предотвращающего перегрев системы обогрева ПВД на земле, что не является признаком неисправности оборудования. После охлаждения система обогрева включается автоматически.

В условиях обледенения:

2. Подготовиться к отказу приборов измерения статического давления.
3. Покинуть зону обледенения / см. раздел 3.12.4 «НЕПРЕДНАМЕРЕННОЕ ПОПАДАНИЕ В ЗОНУ ОБЛЕДЕНЕНИЯ».

КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ

4B.4.9 STALL HT FAIL/OFF (отказ обогрева системы предупреждения о сваливании / обогрев системы предупреждения о сваливании выключен)

STAL HT FAIL	Отказ обогрева системы предупреждения о сваливании.
STAL HT OFF	Обогрев системы предупреждения о сваливании выключен.

1. PITOT HEAT (обогрев ПВД) убедиться, что находится в положении ON (вкл.)/по необходимости

ПРИМЕЧАНИЕ

Предупредительное сообщение STAL HT OFF (обогрев системы предупреждения о сваливании выключен) выдается, если обогрев системы предупреждения о сваливании выключен. Сообщение STAL HT FAIL (отказ обогрева системы предупреждения о сваливании) выдается в случае отказа обогрева системы предупреждения о сваливании. Продолжительная работа обогрева системы предупреждения о сваливании на земле также может привести к индикации предупредительного сообщения об отказе обогрева системы предупреждения о сваливании. В этом случае данное сообщение указывает на срабатывание защитного термореле, предотвращающего перегрев устройства обогрева системы предупреждения о сваливании на земле, что не является признаком неисправности оборудования.

В условиях обледенения:

2. Ожидать отказа звуковой сигнализации предупреждения о сваливании.
3. Покинуть зону обледенения / см. раздел 3.12.4 «НЕПРЕДНАМЕРЕННОЕ ПОПАДАНИЕ В ЗОНУ ОБЛЕДЕНЕНИЯ».

КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ

**4В.4.10 L/R AUXILIARY FUEL TANK EMPTY (левый/правый
дополнительный топливный бак пуст) (если установлены
дополнительные баки)**

L/R AUX FUEL E	Левый/правый дополнительный топливный бак пуст (отображается только в том случае, если выключатель AUX PUMP (насос дополнительного бака) установлен в положение ON (вкл.)).
-----------------------	---

Предупредительное сообщение об отсутствии топлива в дополнительном баке отображается в случае опорожнения дополнительного топливного бака при включенном топливном насосе дополнительного бака.

1. Топливный насос левого/правого
дополнительного бака выключить

КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ

4В.4.11 STICK LIMIT (отказ ограничителя ручки управления)

STICK LIMIT	Отказ системы ограничения перемещения ручки управления (переменный ограничитель руля высоты).
--------------------	---

Момент срабатывания переменного ограничителя руля высоты зависит от положения рычагов управления двигателями. Система имеет два режима отказа, которые определяются следующим образом:

(a) Оба рычага управления двигателем находятся в положении, соответствующем мощности более приблизительно 20% НАГРУЗКИ:

ВНИМАНИЕ

Переменный ограничитель руля высоты не действует. Значительное ухудшение управляемости и пилотажных характеристик при сваливании самолета на больших углах атаки. Не допускать сваливания самолета в любой конфигурации.

(b) По крайней мере один рычаг управления двигателем находится в положении, соответствующем мощности менее приблизительно 20% НАГРУЗКИ:

ВНИМАНИЕ

Переменный ограничитель руля высоты действует постоянно, что вызывает уменьшение возможности максимального отклонения руля высоты «на себя». Это ведет к ухудшению работы руля высоты. В этом случае важно не допускать снижения воздушной скорости менее необходимого минимума $v_{REF} = 84$ узла (приборная) во время захода на посадку, особенно в варианте загрузки с передней центровкой (см. раздел 4В.11).

КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ

4В.4.12 CHECK GEAR (проверить шасси) (при наличии данной функции)

CHECK GEAR	Шасси не выпущено полностью или не встало на замки.
-------------------	---

1. Шасси выпустить / по необходимости

ПРИМЕЧАНИЕ

При наличии данной функции предупредительное сообщение CHECK GEAR (проверить шасси) выдается в том случае, если закрылки установлены в положение LDG (посадка) или один РУД находится в положении менее приблизительно 20% мощности, и шасси не выпущены или не встали на замки.

КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ

4B.4.13 LOI (недостаточная достоверность данных GPS)

LOI	Достоверность данных GPS недостаточна для выполнения текущего этапа полета.
-----	---

(a) При полете по маршруту, над океаном, в районе аэродрома и на начальном этапе захода на посадку

В случае загорания сигнализатора LOI (недостаточная достоверность данных GPS) при полете по маршруту, над океаном, в районе аэродрома или на начальном этапе захода на посадку продолжать навигацию с использованием GPS-приемника комплекса G1000 или других резервных навигационных средств в зависимости от маршрута и этапа полета. При навигации по GPS необходимо каждые 15 минут проверять местоположение по приемнику VOR/ILS комплекса G1000 или другой навигационной системе, разрешенной для выполнения полетов по приборам (ППП).

(b) Конечный этап захода на посадку

В случае загорания сигнализатора LOI (недостаточная достоверность данных GPS) на конечном участке захода на посадку навигация по GPS прекращается.

КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ

4B.4.14 AHRS ALIGNING – KEEP WINGS LEVEL (калибровка курсовертикали – установить крылья горизонтально)

AHRS ALIGN: Keep Wings Level	Производится калибровка курсовертикали.
---	---

Держать крылья горизонтально, пользуясь показаниями резервного индикатора пространственного положения.

КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ

4В.5 ОТКАЗЫ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ЗАКРЫЛКАМИ

Отказ индикации положения или привода

1. Положение ЗАКРЫЛКОВ проверить визуально
2. Воздушная скорость удерживать в пределах белого сектора
(не более 111 узлов (приборная))
3. Переключатель FLAPS
(переключатель управления
закрылками) проверить все положения повторно

Измененная процедура захода на посадку в зависимости от доступного положения закрылков

ПРИМЕЧАНИЕ

Величину посадочной дистанции с закрылками в нештатном положении см. в разделе 5.3.10 «ПОСАДОЧНАЯ ДИСТАНЦИЯ».

(a) *Доступно только положение UP (закрылки убраны):*

Воздушная скорость не менее 86 узлов (приборная)

Совершить посадку с нулевым углом захода, регулируя горизонтальную скорость и скорость снижения самолета при помощи РУД.

(b) *Доступно только положение APP (заход на посадку):*

Воздушная скорость не менее 84 узлов (приборная)

Совершить посадку с нулевым углом захода, регулируя горизонтальную скорость и скорость снижения самолета при помощи РУД.

(c) *Доступно только положение LDG (посадка):*

Выполнить нормальную посадку.

КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ

Стр. 4В-26	Ред. 2 30 ноября 2009 г.	Док. № 7.01.15-Е
------------	--------------------------	------------------

4В.6 ОТКАЗЫ СИСТЕМЫ ЭЛЕКТРИЧЕСКОЙ РЕГУЛИРОВКИ ПЕДАЛЕЙ РУЛЯ НАПРАВЛЕНИЯ

Нарушение электрической регулировки педалей руля направления (дополнительное оборудование, ОАМ 42-070)

ПРИМЕЧАНИЕ

Предохранитель регулировки педалей руля направления расположен под соответствующим переключателем, на задней стенке ниши для ног.

1. Предохранитель извлечь

КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ

4В.7 ОТКАЗЫ ГИДРАВЛИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ

4В.7.1 НЕПРЕРЫВНАЯ РАБОТА ГИДРАВЛИЧЕСКОГО НАСОСА

1. Индикаторные лампы шасси проверить
2. Подготовиться к ручному выпуску шасси. См. раздел 3.9.2 «РУЧНОЙ ВЫПУСК ШАССИ».

ПРИМЕЧАНИЕ

Возможен самопроизвольный выпуск шасси в результате падения давления в гидравлической системе. Учесть увеличение лобового сопротивления, ведущее к ухудшению летных характеристик, увеличению расхода топлива и уменьшению дальности полета.

После посадки провести внеплановое техническое обслуживание.

КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ

4В.7.2 ОТКАЗ ГИДРАВЛИЧЕСКОГО НАСОСА

1. Индикаторные лампы шасси проверить
2. Подготовиться к ручному выпуску шасси. См. раздел 3.9.2 «РУЧНОЙ ВЫПУСК ШАССИ».

ПРИМЕЧАНИЕ

Возможен самопроизвольный выпуск шасси в результате падения давления в гидравлической системе. Учесть увеличение лобового сопротивления, ведущее к ухудшению летных характеристик, увеличению расхода топлива и уменьшению дальности полета.

После посадки провести внеплановое техническое обслуживание.

КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ

4В.8 ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЯ ОТ ВНЕШНЕГО ИСТОЧНИКА ПИТАНИЯ

4В.8.1 ПЕРЕД ЗАПУСКОМ ДВИГАТЕЛЯ

1. Предполетная проверка выполнена
2. Пассажиры проинструктированы

ПРИМЕЧАНИЕ

В обязательном порядке провести полный инструктаж всех пассажиров о порядке пользования привязными ремнями кресел, регулируемыми спинками (при наличии), дверьми и аварийными выходами и информировать их о запрете курения.

3. Задняя дверь закрыта и заперта
4. Передняя часть фонаря в положении 1 или 2 («зазор для охлаждения»)
5. Педали руля направления отрегулированы; если установлена ручная регулировка положения педалей, проверить правильную фиксацию
6. Привязные ремни все ремни надеты и застегнуты
7. Рычаг управления двигателем в положении IDLE (малый газ)
8. Стояночный тормоз затянуть
9. Главный выключатель БРЭО
(AVIONIC MASTER) в положении OFF (выкл.)
10. Переключатель управления шасси .. в положении DOWN (выпущено)
11. Переключатель VOTER
(переключатель блоков управления
двигателем) в положении AUTO (автоматически)
12. ГЕНЕРАТОРЫ в положении ON (вкл.)
13. ELECT. MASTER (главный выключатель
электрооборудования) в положении OFF (выкл.)
14. Выключатель ENGINE MASTER
(главный выключатель двигателя) .. в положении OFF (выкл.)
15. ВОЗДУШНЫЙ ВИНТ проверить, очистить
16. Внешний источник питания подключить

СМ. ПРОДОЛЖЕНИЕ

Стр. 4В-30	Ред. 2 30 ноября 2009 г.	Док. № 7.01.15-Е
------------	--------------------------	------------------

ВНИМАНИЕ

При включении внешнего источника питания возможно включение электрогидравлического насоса шасси на 5–20 с для восстановления давления в системе. Если насос продолжает работать (непрерывно или периодически), необходимо прервать полет. Это является признаком неисправности системы шасси.

ПРИМЕЧАНИЕ

При включении внешнего источника питания происходит включение всего электрооборудования, подключенного к левой и правой главным шинам.

17. G1000 дождаться завершения процедуры включения. Для подтверждения нажать кнопку ENT на многофункциональном индикаторе (MFD).

ПРИМЕЧАНИЕ

Индикация приборов контроля двигателя на многофункциональном индикаторе (MFD) появляется только после выполнения п. 17.

КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ

4В.8.2 ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЯ

1. Проблесковые огни
(проблесковый световой маяк) ON (вкл.)
2. Топливные насосы левый/правый в положении OFF (выкл.)
3. ELECT. MASTER (главный
выключатель электрооборудования) .. ON (вкл.)
4. Выключатель ENGINE MASTER
(главный выключатель двигателя) ON (вкл.) (левая сторона)
5. Сигнализация убедиться, что горит индикатор
L ENGINE GLOW (включена свеча
зажигания левого двигателя)

ПРИМЕЧАНИЕ

Сигнализатор L ENGINE GLOW (включена свеча зажигания левого двигателя) горит только при холодном двигателе.

6. Сигнализация / двигатель /
страница системы убедиться в штатной работе всех
приборов и систем

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

Перед запуском двигателя пилот обязан убедиться в отсутствии посторонних предметов и людей, которые могут попасть под винт.

После погасания индикатора L ENGINE GLOW (включена свеча зажигания левого двигателя):

7. КЛЮЧ ЗАЖИГАНИЯ привести в положение START L
(запуск левого двигателя) / после
запуска двигателя отпустить ключ.

СМ. ПРОДОЛЖЕНИЕ

ВНИМАНИЕ

Не допускать перегрева пускового двигателя. Не допускать работы пускового двигателя в течение более 10 с.

При температуре окружающего воздуха ниже -20°C двигатель может не запуститься с первой попытки. В этом случае перед повторным запуском необходимо подождать 60 секунд.

Если после запуска двигателя и отпускания КЛЮЧА ЗАЖИГАНИЯ индикатор L/R STARTER (стартер двигателя левого/правого) не гаснет, перевести выключатель ENGINE MASTER (главный выключатель двигателя) в положение OFF (выкл.) и определить причину неисправности.

8. Сигнализация / двигатель /
страница системы убедиться в штатной работе всех приборов и систем
9. Сигнализация / стартер убедиться, что сигнализатор не горит
10. Сигнализация / давление масла убедиться, что показания в норме

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

Если в течение 3 с после запуска двигателя давление масла не выходит из красного сектора, перевести выключатель ENGINE MASTER (главный выключатель двигателя) в положение OFF (выкл.) и определить причину неисправности.

11. Предохранители убедиться, что все (необходимые) предохранители установлены
12. Обороты двигателя в режиме МГ проверить, 740 ± 30 об/мин
13. Внешний источник питания отключить
14. Правый двигатель запустить в соответствии со штатной процедурой
15. Прогреть двигатель режим IDLE (малый газ) в течение 30 с, затем 50% нагрузки до увеличения температуры масла до 50°C (122°F) и температуры охлаждающей жидкости до 60°C (140°F)

КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ

4В.9 УДАР МОЛНИИ

1. Воздушная скорость как можно более низкая,
не превышать v_0 (см. раздел 2.2)
2. Надежно удерживать органы управления самолетом
3. Автопилот отключить (проверить)
4. Основной пилотажный индикатор /
резервные приборы периодически проверять
5. Продолжить полет на скорости VMC (минимальная скорость управления при
одном отказавшем двигателе)
6. Совершить посадку на ближайшем пригодном для этого аэродроме

ВНИМАНИЕ

По причине возможного повреждения самолета выполнять следующие указания:

- Избегать полного или резкого перемещения рулевых поверхностей.
- Избегать воздействия на планер высоких перегрузок.
- Избегать возникновения больших углов рыскания.
- Всеми возможными способами избегать попадания в турбулентность (например, образования турбулентности с подветренной стороны самолета).
- Не допускать попадания в районы фактического или прогнозируемого обледенения.
- Выдерживать скорость VMC (минимальная скорость управления при одном отказавшем двигателе).

КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ

4В.10 ОТКАЗЫ СИСТЕМЫ АВТОПИЛОТА

4В.10.1 ОТКЛЮЧЕНИЕ АВТОПИЛОТА (мигание желтого светосигнализатора АР (автопилот) на основном пилотажном индикаторе)

1. Выключатель AP DISC
(отключение автопилота) **НАЖАТЬ И ОТПУСТИТЬ**
(для выключения звуковой
сигнализации отключения)
2. Продольная балансировка при необходимости
перебалансировать самолет
при помощи колеса управления
триммером

ПРИМЕЧАНИЕ

Отключение автопилота может сопровождаться загоранием на основном пилотажном индикаторе красного светосигнализатора РТСН (тангаж) или ROLL (крен), указывающего на соответствующую ось управления, по которой произошел отказ. Повторное включение автопилота невозможно до погасания этих сигнализаторов.

КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ

4В.10.2 УСТРАНЕНИЕ ПРЕВЫШЕНИЯ МАКСИМАЛЬНОЙ РАБОЧЕЙ СКОРОСТИ АВТОПИЛОТА (загорание желтого светосигнализатора MAXSPD (максимальная скорость) на основном пилотажном индикаторе)

1. Рычаг управления двигателем уменьшить установку мощности

После устранения превышения максимальной скорости:

2. Автопилот выбрать РЕЖИМ УПРАВЛЕНИЯ
В ВЕРТИКАЛЬНОЙ ПЛОСКОСТИ
(при необходимости)

ПРИМЕЧАНИЕ

В режиме устранения превышения максимальной скорости подается команда на увеличение угла тангажа для уменьшения скорости самолета до максимальной рабочей скорости автопилота (180 узлов (приборная)) или ниже этого значения. Устранение превышения максимальной скорости не осуществляется в режимах выдерживания высоты (ALT) и полета по глассаде (GS).

КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ

4В.10.3 ПРОПАДАНИЕ СИГНАЛА ИСТОЧНИКА НАВИГАЦИОННОЙ ИНФОРМАЦИИ (мигание желтого светосигнализатора VOR, VAPP (заход на посадку по VOR), GPS или LOC (курсовой радиомаяк) на основном пилотажном индикаторе)

ПРИМЕЧАНИЕ

При пропадании сигнала источника навигационной информации во время использования автопилотом этого сигнала автопилот переводит самолет в режим горизонтального полета без крена (ROL).

1. Автопилот выбрать режим HDG (полет по курсу) на панели управления
2. Источник навигационной информации выбрать исправный источник навигационной информации
3. Автопилот выбрать режим NAV (навигация) на панели управления

При пропадании сигнала источника навигационной информации во время захода на посадку по приборам:

4. Схема ухода на второй круг ВЫПОЛНИТЬ (по ситуации)
- .
- .

КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ

4В.10.4 НЕИСПРАВНОСТЬ СИСТЕМЫ АВТОПИЛОТА (загорание желтого светосигнализатора ←AIL (элероны←), →AIL (элероны→), ↑ELE (PB↑), ↓ELE (PB↓), ←RUD (PH←) или →RUD (PH→) на основном пилотажном индикаторе)

При загорании сигнализатора ↑ELE (PB↑) или ↓ELE (PB↓):

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

Запрещается пересиливать автопилот при неисправности управления по тангажу: в этом случае сервомеханизмы автопилота действуют в направлении, противоположном командам пилота, что ведет к отклонению триммера канала тангажа в направлении, противоположном заданному командами пилота, существенной разбалансировке самолета и возникновению больших усилий на ручке управления после отключения автопилота.

ВНИМАНИЕ

Необходимо быть готовым к возникновению постоянных значительных усилий на органах управления в направлении, указанном стрелкой на сигнализаторе. Например, «стрелка вниз» указывает на возникновение значительного усилия при отклонении ручки в направлении пикирования после отключения автопилота.

ПРИМЕЧАНИЕ

Кратковременное загорание (на 5 с и менее) световых сигнализаторов ↑ELE и ↓ELE во время конфигурирования или при значительном изменении воздушной скорости не является признаком неисправности.

Если сигнализация не гаснет:

1. Выключатель AP DISC
(отключение автопилота) **НАЖАТЬ И УДЕРЖИВАТЬ,**
надежно удерживая ручку
управления

СМ. ПРОДОЛЖЕНИЕ

2. Пространственное положение самолета удерживать / восстановить управление самолетом, при необходимости пользоваться резервным авиагоризонтом
3. Продольная балансировка при необходимости перебалансировать самолет при помощи колеса управления триммером
4. Предохранитель AUTOPILOT (автопилот) ВЫТЯНУТЬ
5. Выключатель AP DISC (отключение автопилота) ОТПУСТИТЬ

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

Запрещается повторное включение автопилота и использование электросистемы ручного управления триммером в случае неисправности автопилота, системы автоматического триммирования или неисправности электросистемы ручного управления триммером до устранения причины неисправности.

КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ

При загорании сигнализаторов →AIL (элероны→), ←AIL (элероны←)или →RUD (РН→), ←RUD (РН←):

1. Триммер руля направления УБЕДИТЬСЯ, что шарик указателя скольжения расположен по центру, при необходимости сбалансировать самолет

ПРИМЕЧАНИЕ

Соблюдать ограничение по максимальной разности массы топлива в баках.

КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ

Если сигнализация не гаснет:

2. Ручка управления **НАДЕЖНО УДЕРЖИВАТЬ**
двумя руками

ВНИМАНИЕ

Необходимо быть готовым к возникновению постоянных усилий на органах управления в направлении, указанном стрелкой на сигнализаторе. Например, загорание сигнализатора →AIL указывает на возникновение постоянного усилия при отклонении ручки в направлении, соответствующем опусканию правого крыла; загорание сигнализатора →RUD указывает на возникновение постоянного усилия при отклонении руля направления вправо после отключения автопилота.

3. Выключатель AP DISC
(отключение автопилота) **НАЖАТЬ**
4. Автопилот **ВКЛЮЧИТЬ**, если поперечная
балансировка восстановлена
- ;
- ;

КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ

4В.10.5 МИГАЮЩИЕ ЖЕЛТЫЕ СИГНАЛИЗАТОРЫ РЕЖИМОВ

ПРИМЕЧАНИЕ

При нештатном выходе из заданного режима работы (не по команде пилота и не в результате штатного переключения режимов работы автопилота) на основном пилотажном индикаторе начинает мигать желтый сигнализатор режима, из которого вышел автопилот. При нештатном выходе из заданного режима система переключается в режим, установленный по умолчанию для соответствующей оси управления (ROL (крен) или PIT (тангаж)). Через 10 с загорается зеленый светосигнализатор нового режима (PIT (тангаж) или ROL (крен)).

Нештатный выход из заданного режима управления в вертикальной плоскости (FLC (изменение эшелона), VS (выдерживание вертикальной скорости), ALT (выдерживание высоты), GS (полет по глиссаде)):

1. Кнопки выбора режима автопилота выбрать другой режим управления в вертикальной плоскости

При заходе на посадку по приборам:

2. Автопилот ОТКЛЮЧИТЬ и продолжить полет вручную или выполнить уход на второй круг

Нештатный выход из заданного режима управления в горизонтальной плоскости (HDG (выдерживание курса), NAV (навигация), GPS, LOC (курсовой радиомаяк), VAPP (заход на посадку по VOR), BC (заход на посадку с обратным курсом)):

1. Кнопки выбора режима автопилота выбрать другой режим управления в горизонтальной плоскости

При заходе на посадку по приборам:

2. Автопилот ОТКЛЮЧИТЬ и продолжить полет вручную или выполнить уход на второй круг

КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ

4В.10.6 ВЛИЯНИЕ ОТКАЗОВ ЭЛЕМЕНТОВ СИСТЕМЫ G1000 НА РАБОТУ АВТОПИЛОТА

Отказ элементов системы G 1000	Влияние на работу автопилота
Курсовертикаль	Происходит отключение автопилота; автопилот, демпфер рыскания и командный пилотажный прибор не работают. Электросистема ручного управления триммером работает.
Функция курса курсовертикали	Отключения автопилота не происходит; работа в режиме HDG (полет по курсу) невозможна.
Многофункциональный индикатор	Отключения автопилота не происходит; автопилот работает в ограниченном режиме.
Основной пилотажный индикатор	Происходит отключение автопилота; автопилот и командный пилотажный прибор не работают. Электросистема ручного управления триммером работает.
Блок GIA 1	Происходит отключение автопилота; автопилот, командный пилотажный прибор и электросистема ручного управления триммером не работают.
Блок GIA 2	Происходит отключение автопилота; автопилот и электросистема ручного управления триммером не работают. Командный пилотажный прибор работает.
Блоки GPS 1 и 2	Автопилот и командный пилотажный прибор работают только в режимах навигации (LOC (курсовой радиомаяк), BC (заход на посадку с обратным курсом), VOR, VAPP (заход на посадку по VOR)) с пониженной точностью.
Вычислитель воздушных параметров	Происходит отключение 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.

4В.11 ПОСАДКА С ВЫСОКОЙ ПОСАДОЧНОЙ МАССОЙ

ВНИМАНИЕ

Жесткая посадка с посадочной массой, превышающей максимальную посадочную массу, может привести к повреждению шасси.

ПРИМЕЧАНИЕ

Посадка с массой от 1805 кг (3979 фунтов) до 1900 кг (4189 фунтов) допускается. Такая посадка считается нештатной эксплуатационной процедурой. Проведение проверки после жесткой посадки требуется только после фактической жесткой посадки, вне зависимости от фактической посадочной массы.

Выполнить заход на посадку в соответствии с разделом 4А.6.11.

КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ

4В.12 L/R AUX FUEL TRANSFER FAIL (нарушение перекачки топлива в левый/правый бак) (ЕСЛИ УСТАНОВЛЕНЫ ДОПОЛНИТЕЛЬНЫЕ БАКИ)

Если при перекачке топлива количество топлива в основном баке не увеличивается:

1. ВЫКЛЮЧИТЬ оба НАСОСА ДОПОЛНИТЕЛЬНЫХ БАКОВ.
2. Убедиться, что топливный насос левого/правого бака ВЫКЛЮЧЕН.

ВНИМАНИЕ

Разбалансировка дополнительных баков разрешается, если разность топлива в основных баках составляет менее 1 ам. галл. (3,8 л).

3. Проверить разность количества топлива в основных баках; для поддержания разности количества топлива в левом и правом баках в пределах 1 ам. галл. (3,8 л) перейти в режим CROSSFEED (кольцевание).
4. ВКЛЮЧИТЬ оставшийся топливный насос дополнительного бака (установить выключатель AUX PUMP в положение ON (вкл.)).
5. Для поддержания разности количества топлива в левом и правом баках в пределах 1 ам. галл. (3,8 л) перейти в режим кольцевания.

КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ

РАЗДЕЛ 4 А НОРМАЛЬНАЯ ЭКСПЛУАТАЦИЯ

4А.1	ВВЕДЕНИЕ.....	3
4А.2	ВОЗДУШНАЯ СКОРОСТЬ ПРИ НОРМАЛЬНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ.....	4
4А.3	УВЕДОМЛЯЮЩАЯ ИНДИКАЦИЯ НА ЭКРАНЕ КОМПЛЕКСА G1000.....	5
4А.3.1	УВЕДОМЛЯЮЩИЕ СИГНАЛЫ / ОБЩАЯ ИНФОРМАЦИЯ	5
4А.3.2	L/R GLOW ON (включена свеча зажигания двигателя левого/правого).....	5
4А.3.3	L/R AUX PUMP ON (включен насос левого/правого дополнительного бака).....	5
4А.3.4	PFD/MFD/GIA FAN FAIL (отказ вентилятора основного пилотажного индикатора / многофункционального индикатора / интегрированного блока БРЭО Garmin)	5
4А.4	ПИЛОТАЖНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ	6
4А.5	ЕЖЕДНЕВНАЯ ПРОВЕРКА	6
4А.6	КОНТРОЛЬНЫЕ КАРТЫ ДЕЙСТВИЙ ПРИ НОРМАЛЬНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ.....	7
4А.6.1	ПРЕДПОЛЕТНАЯ ПРОВЕРКА.....	7
4А.6.2	ПЕРЕД ЗАПУСКОМ ДВИГАТЕЛЯ	19
4А.6.3	ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЯ	22
4А.6.4	ПЕРЕД РУЛЕНИЕМ.....	24
4А.6.5	РУЛЕНИЕ	26
4А.6.6	ПЕРЕД ВЗЛЕТОМ	27
4А.6.7	ВЗЛЕТ	33
4А.6.8	НАБОР ВЫСОТЫ	34
4А.6.9	КРЕЙСЕРСКИЙ ПОЛЕТ	39
4А.6.10	СНИЖЕНИЕ	45
4А.6.11	ЗАХОД НА ПОСАДКУ И ПОСАДКА.....	50
4А.6.12	УХОД НА ВТОРОЙ КРУГ	56
4А.6.13	ПОСЛЕ ПОСАДКИ.....	58
4А.6.14	ОСТАНОВКА.....	59
4А.6.15	ПОКИДАНИЕ САМОЛЕТА	60

4A.6.16	ПОСЛЕПОЛЕТНАЯ ПРОВЕРКА	60
4A.6.17	ПОСТАНОВКА НА СТОЯНКУ	60
4A.6.18	ПОЛЕТ В УСЛОВИЯХ ДОЖДЯ	61
4A.6.19	ЗАПРАВКА ТОПЛИВОМ.....	61
4A.6.20	ПОЛЕТ НА БОЛЬШОЙ ВЫСОТЕ.....	62
4A.6.21	ДЕМОНСТРАЦИЯ ОСТАНОВА И ПОВТОРНОГО ЗАПУСКА ДВИГАТЕЛЯ.....	62

4А.1 ВВЕДЕНИЕ

В разделе 4А приводятся контрольные карты действий, а также описания процедур нормальной эксплуатации самолета.

ПРИМЕЧАНИЕ

При пользовании поляризационными очками возможно ухудшение читаемости информации на основном пилотажном индикаторе (PFD) и многофункциональном индикаторе (MFD) комплекса G1000.

ПРИМЕЧАНИЕ

Порядок нормальной эксплуатации системы GFC 700 описан в документах «Комплекс Garmin G1000. Справочное руководство», № 190-00963-00 или более поздней редакции, и «Комплекс Garmin G1000. Руководство пилота» для самолета Diamond DA 42 NG, № 190-00962-00 или более поздней редакции.

4А.2 ВОЗДУШНАЯ СКОРОСТЬ ПРИ НОРМАЛЬНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

	ЗАКРЫЛКИ	Скорость
Воздушная скорость в момент подъема носовой опоры шасси (разбег при взлете, v_R)	UP (убраны)	не менее 80 узлов (приборная)
Воздушная скорость для набора высоты при взлете (наивыгоднейшая скорость v_Y)	UP (убраны)	не менее 90 узлов (приборная)
Воздушная скорость для набора высоты под наилучшим углом ²	UP (убраны)	90 узлов (приборная)
Воздушная скорость для набора высоты в крейсерском режиме	UP (убраны)	не менее 90 узлов (приборная)
Расчетная скорость захода на посадку	UP (убраны)	86 узлов (приборная)
	APP (заход на посадку)	не менее 84 узлов (приборная)
Скорость на конечном этапе захода на посадку	LDG (посадка)	не менее 84 узлов (приборная)
Минимальная скорость при уходе на второй круг	UP (убраны)	не менее 90 узлов (приборная)
Максимальная конструкционная крейсерская скорость	UP (убраны)	151 узел
Превышение данной скорости допускается только в спокойном воздухе при соблюдении должных мер предосторожности.		

4А.3 УВЕДОМЛЯЮЩАЯ ИНДИКАЦИЯ НА ЭКРАНЕ КОМПЛЕКСА G1000

На экране основного пилотажного индикатора (PFD) комплекса G1000 в поле сигнализации отображаются следующие уведомляющие сигналы:

4А.3.1 УВЕДОМЛЯЮЩИЕ СИГНАЛЫ / ОБЩАЯ ИНФОРМАЦИЯ

CHARACTERISTICS (характеристики)	Текст белого цвета
--	--------------------

4А.3.2 L/R GLOW ON (включена свеча зажигания двигателя левого/правого)

L/R GLOW ON	Включена свеча зажигания левого/правого двигателя.
--------------------	--

4А.3.3 L/R AUX PUMP ON (включен насос левого/правого дополнительного бака)

L/R AUX PUMP ON	Идет перекачка топлива из дополнительного в основной бак (при наличии установленных дополнительных баков)
------------------------	---

4А.3.4 PFD/MFD/GIA FAN FAIL (отказ вентилятора основного пилотажного индикатора / многофункционального индикатора / интегрированного блока БРЭО Garmin)

PFD FAN FAIL	Отказ вентилятора охлаждения основного пилотажного индикатора.
MFD FAN FAIL	Отказ вентилятора охлаждения многофункционального индикатора.
GIA FAN FAIL	Отказ вентилятора охлаждения интегрированного блока БРЭО Garmin.

Полет можно продолжать, однако после посадки необходимо выполнить техническое обслуживание.

4А.4 ПИЛОТАЖНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Управление самолетом DA 42 NG осуществляется «при помощи педалей». Это означает, что координированность полета на всех этапах и во всех конфигурациях обеспечивается согласованным воздействием на руль направления и элероны.

При выпущенном шасси и при положительной задней центровке, с убранными закрылками и под полным дросселем самолет легко выходит из скольжения при нейтральном положении триммеров (штатная процедура), в противном случае может потребоваться умеренная корректировка рулем направления.

4А.5 ЕЖЕДНЕВНАЯ ПРОВЕРКА

Каждый день перед первым полетом необходимо в обязательном порядке провести следующие проверки.

- * Проверка фонаря, боковой двери и дверей багажного отсека на наличие трещин и крупных царапин (по состоянию).
- * Проверка узлов навески фонаря, боковой двери и дверей багажного отсека (по состоянию).
- * Визуальный осмотр стопорных болтов на правильность перемещения и отсутствие зазоров.
- * Проверка давления в пневматиках (колеса основных опор шасси: 4,7 бар / 68 фунт/кв. дюйм, колесо передней опоры шасси: 6,0 бар / 87 фунт/кв. дюйм).
- * Визуальный осмотр обоих обтекателей и их крепления.

4А.6 КОНТРОЛЬНЫЕ КАРТЫ ДЕЙСТВИЙ ПРИ НОРМАЛЬНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

4А.6.1 ПРЕДПОЛЕТНАЯ ПРОВЕРКА

I. Проверка в кабине

Подготовка:

- a) Стояночный тормоз в положении ON (вкл.)
- b) Метеоданные, навигационные
данные, вес и центровка планирование полета завершено
- c) Самолетная документация в полном комплекте, обновлена до
последней редакции
- d) Передняя часть фонаря и задняя
дверь в чистоте, без повреждений, проверить
работу механизма стопорения
- e) Багаж размещен на месте и закреплен
- f) Посторонние предметы убедиться в отсутствии

Центральная панель:

- a) Переключатель подачи топлива
(FUEL SELECTOR) в положении ON (вкл.)
- b) РУД проверить состояние, убедиться в
беспрепятственном перемещении
до упора в обоих
направлениях/отрегулировать
усилие, установить в положение
IDLE (малый газ)

Под главной приборной панелью, перед левым креслом:

- a) ALTERNATE STATIC SOURCE
(резервный приемник статического
давления) в положении CLOSED (закрыто)
- b) Ручка MANUAL GEAR EXTENSION
(ручка ручного выпуска шасси) отжата внутрь
- c) ALTERNATE AIR (подача воздуха из
резервного источника) в положении CLOSED (закр.)

СМ. ПРОДОЛЖЕНИЕ

Под главной приборной панелью, перед правым креслом:

- a) ALTERNATE AIR (подача воздуха из резервного источника) в положении CLOSED (закр.)

На главной приборной панели:

- a) ALTERNATOR
(генератор постоянного тока) в положении ON (вкл.)
- b) Переключатель VOTER
(переключатель блоков управления двигателем) в положении AUTO
(автоматически)
- c) PITOT HEAT (обогрев ПВД) в положении OFF (выкл.)
- d) ENGINE MASTER (главный выключатель двигателя) оба в положении OFF (выкл.)
- e) КЛЮЧ ЗАЖИГАНИЯ убедиться, что убран
- f) ELECT. MASTER (главный выключатель электрооборудования) в положении OFF (выкл.)
- g) Главный выключатель БРЭО (AVIONIC MASTER) в положении OFF (выкл.)
- h) Переключатель управления шасси в положении DOWN (выпущено)
- i) Рычаг управления закрылками в положении UP (убраны)
- j) Предохранители установлены на место (если какой-либо предохранитель отсутствует, выяснить причину)
- k) Все электрооборудование OFF (выкл.)
- l) EMERGENCY SWITCH (аварийный выключатель) в положении OFF (выкл.) и закрыт крышкой
- m) ELT (аварийный приводной передатчик) готов к работе

Процедура проверки:

- a) ELECT. MASTER (главный выключатель электрооборудования) ON (вкл.)

ВНИМАНИЕ

При установке выключателя ELECT. MASTER (главный выключатель электрооборудования) в положение ON (вкл.) возможно включение электрогидравлического насоса шасси на 5–20 с для восстановления давления в системе. Если насос продолжает работать (непрерывно или периодически), необходимо прервать полет. Это является признаком неисправности системы шасси.

- b) Количество топлива проверить индикацию, проверить точность индикации, сравнив с резервным средством (см. раздел 7.9.5)
- c) Стояночные огни, проблесковые огни (проблесковый световой маяк) проверить работу

ВНИМАНИЕ

Запрещается смотреть непосредственно на проблесковый световой маяк.

- d) Посадочно-рулежная фара проверить работу
- e) Система предупреждения о сваливании / обогрев системы предупреждения о сваливании / обогрев ПВД проверить

ПРИМЕЧАНИЕ

Поскольку датчик угла атаки на земле слегка нагревается, на основном пилотажном индикаторе (PFD) может загореться индикатор STAL HT FAIL (отказ обогрева датчика системы предупреждения о сваливании).

СМ. ПРОДОЛЖЕНИЕ

- f) Кнопка контроля сигнализации шасси / пожарной сигнализации НАЖАТЬ, убедиться в наличии звукового сигнала / аварийного сигнала пожара и звукового сигнала и загорании индикатора CHECK GEAR (проверь шасси) (при наличии данной функции)

ВНИМАНИЕ

При отсутствии звукового сигнала или аварийного сигнала на основном пилотажном индикаторе (PFD) прервать полет. В обязательном порядке провести внеплановое техническое обслуживание.

- g) Ручка управления взять на себя до упора в задний ограничитель
- h) Рычаг управления двигателем в положении MAX (максимум)
- i) Переменный ограничитель руля высоты проверить работу / при перемещении РУД вперед ручка управления должна слегка перемещаться вперед
- j) Рычаг управления двигателем в положении IDLE (малый газ)
- k) Переменный ограничитель руля высоты проверить работу / при перемещении РУД назад возможность полного движения ручки управления должна восстанавливаться

ВНИМАНИЕ

Исправная работа переменного ограничителя руля высоты является обязательным условием безопасности полета, поскольку пилотажные качества самолета при сваливании самолета на больших углах атаки значительно ухудшаются. Дополнительную информацию см. в разделе 7 «ОПИСАНИЕ САМОЛЕТА И СИСТЕМ».

При неисправности переменного ограничителя руля высоты подготовку к полету необходимо прекратить.

СМ. ПРОДОЛЖЕНИЕ

Стр. 4А-10	Ред. 2 30 ноября 2009 г.	Док. № 7.01.15-Е
------------	--------------------------	------------------

- l) ELECT. MASTER (главный выключатель электрооборудования) OFF (выкл.)
- m) Органы управления убедиться в беспрепятственном и правильном перемещении до упора
- n) Органы управления триммерами убедиться в беспрепятственном и правильном перемещении до упора

КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ

II. Осмотр по маршруту, визуальный осмотр

ВНИМАНИЕ

Визуальный осмотр включает в себя следующие виды проверок: осмотр на наличие повреждений, трещин, отслоений, чрезмерного люфта, предмет передачи нагрузок, правильности крепления и общего состояния. Кроме того, выполняется проверка рулевых поверхностей на предмет беспрепятственного перемещения.

ВНИМАНИЕ

При низкой температуре окружающего воздуха самолет необходимо полностью очистить от льда, снега и т.п. образований. Перечень разрешенных к применению противообледенительных жидкостей см. в разделе 8.7 «ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНАЯ ОБРАБОТКА НА ЗЕМЛЕ».

ВНИМАНИЕ

Перед полетом необходимо демонтировать такие детали, как стопор рулевых поверхностей, крышку ПВД, буксировочное водило ит.д.

СМ. ПРОДОЛЖЕНИЕ

1. *Левая основная стойка шасси:*

- a) Подкос и замок стойки шасси визуальный осмотр, достаточная высота (обычно высота видимой части поршня: не менее 4 см / 1,6 дюйма)
- b) Выключатели замков нижнего и верхнего положения (2 шт.) визуальный осмотр
- c) Износ и глубина протектора пневматика визуальный осмотр
- d) Пневматик, колесо, тормоз визуальный осмотр
- e) Присоединение тормозного шланга наличие течи
- f) Следы скольжения на пневматиках визуальный осмотр
- g) Упорные колодки убрать
- h) Створка ниши шасси визуальный осмотр

2. *Гондола левого двигателя:*

- a) 3 воздухозаборника / 2 отверстия выброса воздуха очистить
- b) Уровень масла в маслосистеме двигателя проверить мерной линейкой (через контрольное отверстие в верхней части капота)
- c) Уровень масла в редукторе проверить визуально (через контрольное отверстие в верхней части капота)
- d) Капот визуальный осмотр
- e) Отстойник / входной воздушный патрубок слить содержимое для проверки на наличие воды и осадка (сливать до тех пор, пока не прекратится вода) / очистить
- f) Дренажный патрубок проверить на предмет засорения
- g) Выхлопной патрубок визуальный осмотр

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

При прикосновении к горячему выхлопному патрубку возможны ожоги.

СМ. ПРОДОЛЖЕНИЕ

Стр. 4А-12	Ред. 2 30 ноября 2009 г.	Док. № 7.01.15-Е
------------	--------------------------	------------------

- h) Воздушный винт визуальный осмотр

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

Запрещается проворачивать воздушный винт рукой, если выключатель ENGINE MASTER (главный выключатель двигателя) установлен в положение ON (вкл.)! Запрещается также проворачивать воздушный винт рукой, если выключатель ENGINE MASTER (главный выключатель двигателя) установлен в положение OFF (выкл.) сразу после работы (остаточное давление в нагнетательном трубопроводе системы впрыска). Невыполнение этого требования может привести к серьезной травме.

- i) Пневматические противообледенители на воздушном винте (если выполнена рекомендация OAM 42-053) проверить на предмет отсоединения
- j) Низ гондолы проверить на предмет чрезмерного загрязнения, особенно маслом, топливом и другими жидкостями
- k) Вентиляционное отверстие дополнительного бака на нижней поверхности (если установлен дополнительный бак) визуальный осмотр
- l) Дренажный патрубок дополнительного топливного бака (если установлен дополнительный бак) слить содержимое для проверки на наличие воды и осадка (сливать до тех пор, пока не прекратится вода) / визуальный осмотр
- m) Заливная горловина дополнительного топливного бака (если установлен дополнительный бак) визуальный осмотр, заливная горловина бака закрыта

3. Левое крыло:

- a) Вся поверхность крыла визуальный осмотр
- b) Аэродинамические гребни не повреждены, 4 штуки, чистые
- c) Выпускное воздушное отверстие бака на нижней поверхности визуальный осмотр

СМ. ПРОДОЛЖЕНИЕ

Док. № 7.01.15-Е	Ред. 1 4 декабря 2007 г.	Стр. 4А-13
------------------	--------------------------	------------

- d) Дренажный патрубок топливного бака / входной воздушный патрубок топливного бака слить содержимое для проверки на наличие воды и осадка (сливать до тех пор, пока не прекратится вода) / визуальный осмотр
- e) Отверстия на нижней поверхности проверить на наличие посторонних предметов и следов топлива (при заполненном баке топливо может выливаться через вентиляционное отверстие бака)
- f) Устройство предупреждения о сваливании визуальный осмотр
- g) Заливная горловина бака визуальный осмотр; убедиться, что закрыта
- h) Приемник полного давления чистый, отверстие не засорено, чехол убран, деформация отсутствует
- i) Законцовка крыла визуальный осмотр
- j) Статические разрядники визуальный осмотр
- k) Аэронавигационные огни, проблесковые огни (проблесковый световой маяк) визуальный осмотр
- l) Узел швартовки проверить, очистить
- m) Элерон и тяга визуальный осмотр
- n) Шарниры и стопорный штифт элерона ... визуальный осмотр
- o) Посторонние предметы в механизме элерона визуальный осмотр
- p) Закрылок и тяга визуальный осмотр
- q) Шарниры и стопорный штифт закрывка ... визуальный осмотр
- г) Впускной и выпускной воздушные патрубки топливного радиатора на нижней стороне гондолы проверить, очистить
- s) Ступенька визуальный осмотр

4. Фюзеляж, левая сторона, низ:

- a) Фонарь кабины, левая сторона визуальный осмотр
- b) Задняя дверь и окно кабины визуальный осмотр

СМ. ПРОДОЛЖЕНИЕ

Стр. 4А-14	Ред. 2 30 ноября 2009 г.	Док. № 7.01.15-Е
------------	--------------------------	------------------

- c) Обшивка фюзеляжа визуальный осмотр
- d) Антенны визуальный осмотр
- e) Фюзеляж проверить на предмет загрязнения (гидравлической жидкостью)
- f) Приемник статического давления автопилота (при наличии) проверить на предмет засорения

5. Хвостовое оперение:

- a) Стабилизаторы и рулевые поверхности, законцовки рулей высоты визуальный осмотр
- b) Шарниры визуальный осмотр
- c) Триммер руля высоты визуальный осмотр, проверить закрепление
- d) Триммер руля направления визуальный осмотр, проверить закрепление
- e) Узел швартовки проверить, очистить
- f) Хвостовая опора и нижняя часть киля визуальный осмотр
- g) Статические разрядники визуальный осмотр

6. Фюзеляж, правая сторона:

- a) Обшивка фюзеляжа визуальный осмотр
- b) Заднее окно визуальный осмотр
- c) Фонарь кабины, правая сторона визуальный осмотр
- d) Приемник статического давления автопилота (при наличии) проверить на предмет засорения

7. Правая основная стойка шасси:

- a) Подкос и замок стойки шасси визуальный осмотр, достаточная высота (обычно высота видимой части поршня: не менее 4 см / 1,6 дюйма)
- b) Выключатели замков нижнего и верхнего положения (2 шт.) визуальный осмотр
- c) Износ и глубина протектора пневматика . визуальный осмотр
- d) Пневматик, колесо, тормоз визуальный осмотр
- e) Присоединение тормозного шланга наличие течи
- f) Следы скольжения на пневматиках визуальный осмотр
- g) Упорные колодки убрать
- h) Створка ниши шасси визуальный осмотр

СМ. ПРОДОЛЖЕНИЕ

8. Правое крыло:

- a) Вся поверхность крыла визуальный осмотр
- b) Аэродинамические гребни..... не повреждены, 4 штуки, чистые
- c) Выпускное воздушное отверстие бака
на нижней поверхности визуальный осмотр
- d) Дренажный патрубок топливного
бака / входной воздушный патрубок
топливного бака слить содержимое для проверки
на наличие воды и осадка
(сливать до тех пор, пока не
прекратится вода) / визуальный
осмотр
- e) Отверстия на нижней поверхности проверить на наличие
посторонних предметов и следов
топлива (при заполненном баке
топливо может выливаться через
вентиляционное отверстие бака)
- f) Заливная горловина бака визуальный осмотр; убедиться,
что закрыта
- g) Законцовка крыла визуальный осмотр
- h) Статические разрядники визуальный осмотр
- i) Аэронавигационные огни, проблесковые
огни (проблесковый световой маяк) визуальный осмотр
- j) Узел швартовки проверить, очистить
- k) Элерон и тяга визуальный осмотр
- l) Шарниры и стопорный штифт элерона ... визуальный осмотр
- m) Посторонние предметы в механизме
элерона визуальный осмотр
- n) Закрылок и тяга визуальный осмотр
- o) Шарниры и стопорный штифт закрывка .. визуальный осмотр
- p) Впускной и выпускной воздушные
патрубки топливного радиатора на
нижней стороне гондолы проверить, очистить
- q) Ступенька визуальный осмотр
- г) Впускной вентиляционный патрубок
кабины проверить, очистить

9. Гондола правого двигателя:

- a) 3 воздухозаборника / 2 отверстия
выброса воздуха очистить
- b) Уровень масла в маслосистеме
двигателя проверить мерной линейкой
(через контрольное отверстие в
верхней части капота)

СМ. ПРОДОЛЖЕНИЕ

- c) Уровень масла в редукторе проверить визуально (через контрольное отверстие в верхней части капота)
- d) Капот визуальный осмотр
- e) Отстойник / входной воздушный патрубков слить содержимое для проверки на наличие воды и осадка (сливать до тех пор, пока не прекратится вода) / очистить
- f) Дренажный патрубок проверить на предмет засорения
- g) Выхлопной патрубок визуальный осмотр

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

При прикосновении к горячему выхлопному патрубку возможны ожоги.

- h) Воздушный винт визуальный осмотр

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

Запрещается проворачивать воздушный винт рукой, если выключатель ENGINE MASTER (главный выключатель двигателя) установлен в положение ON (вкл.)! Запрещается также проворачивать воздушный винт рукой, если выключатель ENGINE MASTER (главный выключатель двигателя) установлен в положение OFF (выкл.) сразу после работы (остаточное давление в нагнетательном трубопроводе системы впрыска). Невыполнение этого требования может привести к серьезной травме.

- i) Пневматические противообледенители на воздушном винте (если выполнена рекомендация OAM 42-053) проверить на предмет отсоединения
- j) Низ гондолы проверить на предмет чрезмерного загрязнения, особенно маслом, топливом и другими жидкостями
- k) Вентиляционное отверстие дополнительного бака на нижней поверхности (если установлен дополнительный бак) визуальный осмотр

СМ. ПРОДОЛЖЕНИЕ

Док. № 7.01.15-E	Ред. 1 4 декабря 2007 г.	Стр. 4А-17
------------------	--------------------------	------------

- l) Дренажный патрубок дополнительного топливного бака (если установлен дополнительный бак) слить содержимое для проверки на наличие воды и осадка (сливать до тех пор, пока не прекратится вода) / визуальный осмотр
- m) Заливная горловина дополнительного топливного бака (если установлен дополнительный бак) визуальный осмотр, заливная горловина бака закрыта

10. Передняя часть фюзеляжа и носовая опора шасси:

- a) Левая и правая передние багажные двери визуальный осмотр, закрыть и запереть
- b) Подкос стойки носовой опоры шасси визуальный осмотр, достаточная высота (обычно высота видимой части поршня: не менее 15 см / 5,9 дюйма)
- c) Выключатели замков нижнего и верхнего положения визуальный осмотр
- d) Износ и глубина протектора пневматика проверить
- e) Следы скольжения на пневматиках визуальный осмотр
- f) Створка ниши шасси и тяга визуальный осмотр
- g) Упорные колодки убрать
- h) Датчик температуры наружного воздуха ... проверить
- i) Разъем блока аварийного энергопитания проверить
- j) Буксировочное водило убрать

КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ

4А.6.2 ПЕРЕД ЗАПУСКОМ ДВИГАТЕЛЯ

1. Предполетная проверка выполнена
2. Пассажиры проинструктированы

ПРИМЕЧАНИЕ

В обязательном порядке провести полный инструктаж всех пассажиров о порядке пользования привязными ремнями кресел, дверьми и аварийными выходами и информировать их о запрете курения.

3. Задняя дверь закрыта и заперта

ВНИМАНИЕ

При открытии/закрытии фонаря пилоты/техники обязаны убедиться в отсутствии препятствий между фонарем и ответной частью фюзеляжа (например, привязных ремней, одежды и т.п.). При повороте ручки замка **ЗАПРЕЩАЕТСЯ** прилагать чрезмерные усилия.

Для облегчения поворота ручки можно слегка прижать фонарь вниз.

4. Передняя часть фонаря в положении 1 или 2 («зазор для охлаждения»)

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

Для взлета зафиксировать регулируемые спинки (при наличии) в вертикальном положении.

СМ. ПРОДОЛЖЕНИЕ

ПРИМЕЧАНИЕ

Пилот обязан проинструктировать пассажира в переднем кресле о порядке пользования регулируемой спинкой (при ее наличии).

5. Регулируемые спинки
(при наличии) привести в вертикальное положение, показанное на трафарете на дуге безопасности и убедиться, что спинка зафиксирована правильно
6. Педали управления рулем
направления отрегулировать, если установлены педали с ручной регулировкой:
проверить правильную фиксацию
7. Привязные ремни все ремни надеты и застегнуты
8. Рычаг управления двигателем в положении IDLE (малый газ)
9. Стояночный тормоз затянуть
10. Главный выключатель БРЭО
(AVIONIC MASTER) в положении OFF (выкл.)
11. Переключатель управления шасси .. в положении DOWN (выпущено)
12. Переключатель VOTER
(переключатель блоков
управления двигателем) в положении AUTO (автоматически)
13. ГЕНЕРАТОРЫ в положении ON (вкл.)
14. Топливный насос левый/правый в положении OFF (выкл.)
15. ELECT. MASTER
(главный выключатель
электрооборудования) ON (вкл.)

ВНИМАНИЕ

При установке выключателя ELECT. MASTER (главный выключатель электрооборудования) в положение ON (вкл.) возможно включение электрогидравлического насоса шасси на 5 – 20 с для восстановления давления в системе. Если насос продолжает работать (непрерывно или периодически), необходимо прекратить подготовку к полету. Это является признаком неисправности системы шасси.

СМ. ПРОДОЛЖЕНИЕ

Стр. 4А-20	Ред. 2 30 ноября 2009 г.	Док. № 7.01.15-Е
------------	--------------------------	------------------

16. G1000 дождаться завершения процедуры включения. Для подтверждения нажать кнопку ENT на многофункциональном индикаторе (MFD).

ПРИМЕЧАНИЕ

Индикация приборов контроля двигателя на многофункциональном индикаторе (MFD) появляется только после выполнения п. 16.

17. Температура топлива проверить

КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ

4А.6.3 ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЯ**ПРИМЕЧАНИЕ**

При температуре окружающего воздуха ниже -22°C двигатель может не запуститься с первой попытки. В этом случае перед повторным запуском необходимо подождать 60 секунд.

1. Проблесковые огни
(проблесковый световой маяк) ON (вкл.)
2. ENGINE MASTER (главный
выключатель двигателя) ON (вкл.)
3. Сигнализация убедиться, что горит индикатор
L ENGINE GLOW (включена свеча
зажигания левого двигателя)

ПРИМЕЧАНИЕ

Сигнализатор L ENGINE GLOW (включена свеча зажигания левого двигателя) горит только при холодном двигателе.

4. Сигнализация / двигатель /
страница системы убедиться в штатной работе всех
приборов и систем

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

Перед запуском двигателя пилот обязан убедиться в отсутствии посторонних предметов и людей, которые могут попасть под винт.

После погасания индикатора L ENGINE GLOW (включена свеча зажигания левого двигателя):

5. КЛЮЧ ЗАЖИГАНИЯ ЗАПУСТИТЬ ЛЕВЫЙ ДВИГАТЕЛЬ /
после запуска двигателя отпустить
ключ.

СМ. ПРОДОЛЖЕНИЕ

Стр. 4А-22	Ред. 2 30 ноября 2009 г.	Док. № 7.01.15-Е
------------	--------------------------	------------------

ВНИМАНИЕ

Не допускать перегрева пускового двигателя. Не допускать работы пускового двигателя в течение более 10 с.

При температуре окружающего воздуха ниже -22°C двигатель может не запуститься с первой попытки. В этом случае перед повторным запуском необходимо подождать 60 секунд.

Если после запуска двигателя и отпускания ключа зажигания загорается индикатор L STARTER (стартер левого двигателя), перевести выключатель ENGINE MASTER (главный выключатель двигателя) в положение OFF (выкл.) и определить причину неисправности.

6. Сигнализация / двигатель / страница системы убедиться в штатной работе всех приборов и систем
7. Сигнализация / стартер убедиться, что сигнализатор не горит
8. Сигнализация / давление масла убедиться, что показания в норме

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

Если в течение 3 с после запуска двигателя давление масла не выходит из красного сектора, перевести выключатель ENGINE MASTER (главный выключатель двигателя) в положение OFF (выкл.) и определить причину неисправности.

9. Предохранители убедиться, что все (необходимые) предохранители установлены
10. Обороты двигателя в режиме МГ..... проверить, 740 ± 30 об/мин

Повторить действия с противоположным двигателем.

11. Прогреть двигатель режим IDLE (малый газ) в течение 30 с, затем 50% нагрузки до увеличения: температуры масла до 50°C (122°F) и температуры охлаждающей жидкости до 60°C (140°F)

КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ

4А.6.4 ПЕРЕД РУЛЕНИЕМ

1. Главный выключатель БРЭО (AVIONIC MASTER) ON (вкл.)
2. Электрооборудование все необходимое оборудование включено
3. Пилотажные приборы и БРЭО включить все необходимые приборы (оборудование), перевести в нужные режимы
4. Заливающее освещение ON (вкл.), проверить работу (по обстановке)
5. Обогрев ПВД и системы предупреждения о сваливании ON (вкл.), проверить сигнализацию

ПРИМЕЧАНИЕ

Выключатель системы предупреждения о сваливании слегка нагревается (только на земле), и на основном пилотажном индикаторе (PFD) загорается индикатор STAL HT FAIL (отказ обогрева системы предупреждения о сваливании).

6. Обогрев ПВД и системы предупреждения о сваливании OFF (выкл.)
7. Проблесковые огни (проблесковые световые маяки) ON (вкл.)
8. Стояночные огни, посадочно-рулежные фары по обстановке

ВНИМАНИЕ

При рулении на малом расстоянии от другого самолета или во время ночного полета в условиях облачности, тумана или дымки проблесковые огни **ВЫКЛЮЧАТЬ**. Во время ночного полета стояночные огни должны всегда быть **ВКЛЮЧЕНЫ**.

9. Основной пилотажный индикатор **ОТСУТСТВИЕ СИГНАЛИЗАЦИИ АВТОПИЛОТА**
10. Звуковой сигнал отключения автопилота **ПРИМЕЧАНИЕ**

СМ. ПРОДОЛЖЕНИЕ

Стр. 4А-24	Ред. 2 30 ноября 2009 г.	Док. № 7.01.15-Е
------------	--------------------------	------------------

ПРИМЕЧАНИЕ

После включения питания система автоматического управления полетом автоматически выполняет предполетную самопроверку, на что указывает загорание белого светосигнализатора PFT (предполетная проверка) на основном пилотажном индикаторе. После успешного завершения предполетной проверки сигнализатор PFT (предполетная проверка) и красный сигнализатор AFCS (система автоматического управления полетом) гаснут и подается звуковой сигнал отключения автопилота. Если сигнализатор AFCS (система автоматического управления полетом) не гаснет, или при обнаружении отказа в ходе предполетной проверки необходимо прекратить подготовку к полету, найти и устранить неисправность.

11. ЭЛЕКТРОСИСТЕМА РУЧНОГО УПРАВЛЕНИЯ ТРИММЕРОМ – ПРОВЕРИТЬ следующим образом:
Нажать кнопку AP DISC (отключение автопилота) и удерживать ее, подавая команды на балансировку.
Электросистема ручного управления триммером не должна работать ни в направлении кабрирования, ни в направлении пикирования.
12. АВТОПИЛОТ включить нажатием кнопки AP (автопилот).
13. Выключатель AP DISC
(отключение автопилота) нажать. Убедиться в отключении автопилота.
14. Триммер установить во взлетное положение вручную.

КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ

4А.6.5 РУЛЕНИЕ

1. Стояночный тормоз отпустить
2. Тормоза проверить при начале движения
3. Управление передней стойки шасси ... проверить работу
4. Пилотажные приборы и БРЭО проверить правильность показаний
5. Топливные насосы левый/правый в положении OFF (выкл.)
6. Переключатель подачи топлива
(FUEL SELECTOR) CROSSFEED (кольцевание)
(левый/правый двигатели)

ВНИМАНИЕ

Возможна одновременная проверка режима кольцевания топлива для обоих двигателей. Для проверки режима можно запустить двигатели и дать им проработать в течение около 30 с в режиме CROSSFEED (кольцевание). Работа обоих двигателей с обоими переключателями подачи топлива в положении CROSSFEED (кольцевание), за исключением данной проверки, запрещается.

ВНИМАНИЕ

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

7. Переключатель подачи топлива
(FUEL SELECTOR) ON (вкл.) (левый/правый двигатели)

ВНИМАНИЕ

При неудовлетворительном состоянии поверхности аэродрома во время руления установить минимальные возможные обороты двигателя во избежание повреждения воздушного винта камнями или другими предметами.

КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ

Стр. 4А-26	Ред. 2 30 ноября 2009 г.	Док. № 7.01.15-Е
------------	--------------------------	------------------

4А.6.6 ПЕРЕД ВЗЛЕТОМ

1. По возможности развернуть самолет против ветра.
2. Стояночный тормоз затянуть

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

Для взлета зафиксировать регулируемые спинки (при наличии) в вертикальном положении.

3. Регулируемые спинки
(при наличии) привести в вертикальное
положение; убедиться, что спинка
зафиксирована правильно
4. Привязные ремни надеты и застегнуты
5. Задняя дверь закрыта и заперта

ВНИМАНИЕ

При открытии/закрытии фонаря пилоты/техники обязаны убедиться в отсутствии препятствий между фонарем и ответной частью фюзеляжа (например, привязных ремней, одежды и т.п.). При повороте ручки замка **ЗАПРЕЩАЕТСЯ** прилагать чрезмерные усилия.

Для облегчения поворота ручки можно слегка прижать фонарь вниз.

6. Передняя часть фонаря закрыта и заперта
7. Передние багажные двери закрыты (визуальный осмотр)
8. Сигнализатор двери (DOOR) убедиться, что не горит
9. Сигнализация / двигатель /
страница системы убедиться в штатной работе всех
приборов и систем (допускается
давление масла в желтом секторе
при прогревом двигателе и РУД в
положении IDLE (малый газ))

СМ. ПРОДОЛЖЕНИЕ

- 10. Предохранители установлены
- 11. Триммер тангажа привести в положение T/O (взлет)

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

Взлет с включенным режимом CROSSFEED (кольцевание) запрещается.

- 12. Переключатель подачи топлива
(FUEL SELECTOR) ON (вкл.) (левый/правый двигатели)
- 13. Триммер РН в нейтральном положении
- 14. ЗАКРЫЛКИ проверить работу и индикацию переключателя / перевести в положение UP (убраны)
- 15. Органы управления беспрепятственное перемещение, правильные тактильные ощущения
- 16. Обогрев приемников воздушного давления ON (вкл.) (при необходимости)
- 17. Посадочная фара ON (вкл.) (при необходимости)

Порядок проверки блоков управления двигателями / топливных насосов:

ВНИМАНИЕ

Если индикатор L/R ECU A/B FAIL (неисправность блока управления левым/правым двигателем A/B) не горит в ходе проверки, это указывает на неисправность системы управления двигателем. Прекратить подготовку к полету.

Вся процедура проверки должна завершиться без каких-либо ошибок (после завершения проверки сигнализатор L/R ECU A/B FAIL (неисправность блока управления A/B двигателя левого/правого) гореть не должен). Если процедура проверки прерывается и выдается сигнал об ошибке (продолжает гореть сигнализатор ECU A/B FAIL (неисправность блока управления A/B) или оба этих сигнализатора), следует прекратить подготовку к полету, даже если двигатель после завершения проверки работает без перебоев.

СМ. ПРОДОЛЖЕНИЕ

Стр. 4А-28	Ред. 2 30 ноября 2009 г.	Док. № 7.01.15-Е
------------	--------------------------	------------------

ПРИМЕЧАНИЕ

Следующую процедуру проверки можно выполнять одновременно для обоих двигателей или последовательно для каждого двигателя.

Перед началом проверки температура масла двигателя должна находиться в пределах зеленого сектора.

В ходе проверки двигателя развивают тягу, поэтому должен быть затянута стояночный тормоз.

При отпускании кнопки ECU TEST (проверка блока управления двигателем) или изменении положения РУД до завершения проверки процедура проверки прерывается.

В ходе следующей проверки блоков управления двигателем и топливных насосов возможна вибрация двигателя.

1. Рычаг управления двигателемIDLE (малый газ)
2. Частота вращения воздушного винта .. убедиться, что ниже 1000 об/мин
3. Топливные насосыв положении OFF (выкл.)
4. Переключатель VOTER (переключатель блоков управления двигателем)в положении AUTO (автоматически)
5. Температура масла в двигателе.....убедиться, что в зеленом секторе
6. Стояночный тормоз.....затянуть
7. Кнопка ECU TEST (кнопка проверки блока управления двигателем)нажать и удерживать

Проверить сигнализацию в следующем порядке:

Индикаторы ECU A/B FAIL (неисправность блока управления двигателем A/B)ВКЛ.

Частота вращения воздушного винта ...увеличить выше 1900 об/мин

Частота вращения воздушного винта уменьшить

Частота вращения воздушного винта увеличить приблизительно до 1900 об/мин

Частота вращения воздушного винта уменьшить до малого газа

СМ. ПРОДОЛЖЕНИЕ

Начинается проверка другого канала блока управления двигателем.

- Частота вращения воздушного винта увеличить выше
1900 об/мин
- Частота вращения воздушного винта уменьшить
- Частота вращения воздушного винта увеличить приблизительно
до 1900 об/мин
- Частота вращения воздушного винта уменьшить до малого
газа

Управление двигателем возвращается на первоначально выбранный канал блока управления двигателем. Возможна небольшая вибрация двигателя.

Индикаторы ECU A/B FAIL

(неисправность блока управления двигателем A/B)оба ВЫКЛ.

Проверка завершена.

8. Кнопка ECU TEST

(проверка блока управления двигателем) отпустить

ПРИМЕЧАНИЕ

При переключении между блоками управления двигателем А и В выполняется также переключение между двумя независимыми электрическими топливными насосами.

- 9. Переключатель VOTER (переключатель
блоков управления двигателем) ECU А (блок управления
двигателем А)
- 10. Двигатель убедиться, что работает без перебоев
(возможна вибрация)
- 11. Переключатель VOTER (переключатель
блоков управления двигателем) AUTO (автоматически)
- 12. Двигатель убедиться, что работает без перебоев
(возможна вибрация)
- 13. Переключатель VOTER (переключатель
блоков управления двигателем) ECU В (блок управления
двигателем В)
- 14. Двигатель убедиться, что работает без перебоев
(возможна вибрация)
- 15. Переключатель VOTER (переключатель
блоков управления двигателем) AUTO (автоматически)

ВНИМАНИЕ

Работа двигателя с переключателем VOTER (переключатель блоков управления двигателем) в положении ECU В (блок управления двигателем В), за исключением данной проверки и аварийных ситуаций, запрещается. Резервирование системы управления двигателем обеспечивается только при установке переключателя VOTER (переключатель блоков управления двигателем) в положение AUTO (автоматически).

16. Стояночный тормоз отпустить

СМ. ПРОДОЛЖЕНИЕ

Док. № 7.01.15-Е	Ред. 1 4 декабря 2007 г.	Стр. 4А-31
------------------	--------------------------	------------

Проверка располагаемой мощности:

1. Рычаг управления двигателем перевести в положение MAX (максимум) на 10 с
2. Сигнализация убедиться в штатной индикации всех приборов и систем
3. Приборы убедиться в штатной работе приборов
4. Обороты двигателя стабилизируются в диапазоне от 2250 до 2300 об/мин
5. Индикатор LOAD (нагрузка) стабилизируется в диапазоне от 89% до 100%

ВНИМАНИЕ

В таблице приведены минимальные значения нагрузки, которые должны отображаться на соответствующих индикаторах при неподвижном самолете в условиях отсутствия ветра. Если стабилизации работы двигателя на требуемых оборотах и требуемой величине нагрузки (определяется по индикатору) не происходит, необходимо прекратить подготовку к полету.

Температура наружного воздуха									
Высота [футы]	-35°C -31°F	-20°C -4°F	-10°C 14°F	0°C 32°F	10°C 50°F	20°C 68°F	30°C 86°F	40°C 104°F	50°C 122°F
0	99%					97%	96%	93%	91%
2 000						97%	96%	93%	
4 000						97%	96%	93%	
6 000						97%	96%	93%	
8 000			98%	98%	98%	96%	95%	92%	
10 000	98%	97%	97%	95%	95%	92%	89%		

6. Рычаг управления двигателем IDLE (малый газ)
7. Приборы контроля двигателя убедиться, что показания находятся в пределах зеленых секторов

ПРИМЕЧАНИЕ

При РУД в положении IDLE (малый газ) давление масла может находиться в нижней части желтого сектора. Полет при этом можно продолжать.

8. Топливные насосы левый/правый ON (вкл.)

КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ

Стр. 4А-32	Ред. 2 30 ноября 2009 г.	Док. № 7.01.15-Е
------------	--------------------------	------------------

4А.6.7 ВЗЛЕТ

1. Ответчик по необходимости
2. Рычаг управления двигателем MAX (максимум)

ПРИМЕЧАНИЕ

Правильную симметричную работу двигателей в режиме максимальной тяги (MAX) необходимо проверить на начальном этапе разбега при взлете, чтобы при необходимости прервать взлет.

3. Руль высоты в нейтральном положении
4. Руль направления сохранять направление

ПРИМЕЧАНИЕ

При сильном боковом ветре для улучшения управления можно пользоваться ножными тормозами. Необходимо отметить, что это ведет к увеличению длины разбега при взлете, и пользования ножными тормозами следует избегать.

5. Отрыв колеса передней опоры шасси:
 v_R не менее 80 узлов (приборная)
6. Воздушная скорость для начала набора высоты:
не менее 85 узлов (приборная), рекомендуется 90 узлов (приборная) (v_Y)
при отсутствии препятствий.

При наборе безопасной высоты:

7. ШАССИ включить тормоза; переключатель в положение UP (убрано),
контролировать опасный подъем

ПРИМЕЧАНИЕ

Во избежание повреждений и чрезмерного износа колес основной опоры шасси перед убиранием шасси надежно зафиксировать шасси тормозами.

8. Топливные насосы левый/правый OFF (выкл.)

КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ

Док. № 7.01.15-Е	Ред. 1 4 декабря 2007 г.	Стр. 4А-33
------------------	-----------------------------	------------

4А.6.8 НАБОР ВЫСОТЫ

Проверка на начальном этапе набора

1. Посадочная фара OFF (выкл.) / по обстановке
2. Шасси переключатель в положении UP (убрано)
3. ЗАКРЫЛКИ переключатель в положении UP (убраны)
4. Воздушная скорость: 90 узлов (приборная) (наивыгоднейшая)
90 узлов (приборная) / при наборе высоты во время полета по маршруту (крейсерского полета) по необходимости
5. Рычаг управления двигателем 92% или не более 2100 об/мин
6. Балансировка по обстоятельствам (шарик в центре)
7. Сигнализация / двигатель / страница системы контролировать

ВНИМАНИЕ

При повышении температуры масла и (или) температуры охлаждающей жидкости во время набора высоты до желтого сектора полет продолжать с воздушной скоростью, увеличенной на 10 узлов, и мощностью, уменьшенной на 10%, (уменьшить скорость набора высоты) для улучшения охлаждения двигателя.

ПРИМЕЧАНИЕ

Работа при температуре редуктора в критическом диапазоне допускается, однако продолжительная работа не рекомендуется.

КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ

Стр. 4А-34	Ред. 2 30 ноября 2009 г.	Док. № 7.01.15-Е
------------	--------------------------	------------------

Работа с системой GFC 700 при наборе высоты

ПРИМЕЧАНИЕ

Обозначения кнопок NOSE UP (кабрирование) и NOSE DN (пикирование) на панели управления многофункционального индикатора указывают на соответствующее направление движения самолета. Кнопка NOSE UP (кабрирование) увеличивает заданный угол тангажа самолета, увеличивает заданную вертикальную скорость и уменьшает заданную воздушную скорость. Аналогичным образом, кнопка NOSE DN (пикирование) уменьшает заданный угол тангажа самолета, уменьшает заданную вертикальную скорость и увеличивает заданную воздушную скорость.

а) Вертикальная скорость (VS)

1. Заданная высота задать необходимую высоту
2. Панель управления выбрать режим VS (выдерживание вертикальной скорости) на панели управления
3. Заданная вертикальная скорость . . изменить, пользуясь кнопками NOSE UP (кабрирование) и NOSE DN (пикирование)
4. Белый светосигнализатор ALT (задана высота) проконтролировать загорание на основном пилотажном индикаторе
5. Зеленый светосигнализатор ALT (высота) проконтролировать загорание после занятия заданной высоты

ПРИМЕЧАНИЕ

Если заданную высоту не изменить перед переключением в режим VS (выдерживание вертикальной скорости), автопилот может повторно выбрать текущую высоту в качестве заданной после включения режима VS. Задавать высоту всегда следует до переключения в режим VS (выдерживание вертикальной скорости).

Значение заданной вертикальной скорости в режиме выдерживания вертикальной скорости ограничено 1500 фут/мин при наборе высоты и 3000 фут/мин при снижении. Поддерживать требуемую скорость самолета следует изменением мощности двигателя. При нажатии на кнопку CWS (режим совмещенного управления) в режиме VS (выдерживание вертикальной скорости) в качестве

заданной вертикальной скорости режима VS при отпускании кнопки CWS принимается текущая вертикальная скорость.

КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ

b) Изменение эшелона (FLC)

1. Заданная высота задать необходимую высоту
2. Панель управления выбрать режим FLC (изменение эшелона) на панели управления
3. Заданная воздушная скорость изменить, пользуясь кнопками NOSE UP (кабрирование) и NOSE DN (пикирование)
4. Белый светосигнализатор ALT (задана высота) проконтролировать загорание на основном пилотажном индикаторе
5. Зеленый светосигнализатор ALT (высота) проконтролировать загорание после занятия заданной высоты

ПРИМЕЧАНИЕ

Если заданную высоту не изменить перед переключением в режим FLC (изменение эшелона), автопилот может повторно выбрать текущую высоту в качестве заданной после включения режима FLC (изменение эшелона). Задавать высоту всегда следует до переключения в режим FLC (изменение эшелона).

При невозможности выдерживания заданной воздушной скорости без ухода с заданной высоты система выдерживает самолет в горизонтальном полете до изменения установки мощности двигателя или заданной скорости до величины, позволяющей выполнить набор высоты или снижение до заданной высоты.

Режим FLC (изменение эшелона) может использоваться в диапазоне приборной воздушной скорости 90–180 узлов. Поддерживать требуемую вертикальную скорость следует изменением мощности двигателя. При нажатии на кнопку CWS (режим совмещенного управления) в режиме FLC (изменение эшелона) в качестве заданной воздушной скорости при отпускании кнопки CWS принимается текущая воздушная скорость.

КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ

Стр. 4А-36	Ред. 2 30 ноября 2009 г.	Док. № 7.01.15-Е
------------	--------------------------	------------------

с) Для занятия заданной высоты:

1. Установка высотомера установить необходимое значение
2. Заданная высота задать необходимую высоту
3. Режим управления в вертикальной
плоскости и его параметры выбрать на панели управления
4. Белый светосигнализатор ALT
(задана высота) проконтролировать загорание
на основном пилотажном индикаторе
5. Зеленый светосигнализатор ALT
(высота) проконтролировать загорание после
занятия заданной высоты

ПРИМЕЧАНИЕ

В режиме ALT (выдерживание высоты) автопилот выдерживает заданную высоту, которая отображается на основном пилотажном индикаторе в окне автопилота вне зависимости от высоты, заданной в окне задания высоты, и установки барометрического давления высотомера. При изменении установки высотомера автопилот выполняет набор высоты или снижение до заданной высоты.

КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ

d) Навигация по сигналам навигационных систем:

1. Источник навигационной информации выбрать VOR или GPS при помощи клавиши CDI (указатель отклонения от курса) на основном пилотажном индикаторе
2. Стрелка указателя пеленга установить при помощи ручки установки курса (только для режима VOR)
3. Курс для захвата задать в режиме HDG (полет по курсу) или ROL (полет без крена) (при необходимости)
4. Панель управления выбрать режим NAV (навигация) на панели управления
5. Зеленый или белый светосигнализатор VOR или GPS проконтролировать загорание на основном пилотажном индикаторе
6. Режим управления в вертикальной плоскости и его параметры выбрать на панели управления

ПРИМЕЧАНИЕ

Если отклонение стрелки указателя отклонения от курса (CDI) от центра превышает одну точку, автопилот выбирает режим NAV (навигация) в качестве следующего режима и светосигнализатор VOR или GPS на экране основного пилотажного индикатора загорается белым цветом. Пилот обязан убедиться, что выбранный курс обеспечит занятие заданного курса. Если отклонение стрелки указателя отклонения от курса (CDI) от центра не превышает одной точки, автопилот при нажатии кнопки NAV (навигация) переходит в режим захвата и светосигнализатор VOR или GPS на экране основного пилотажного индикатора загорается зеленым цветом.

КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ

Стр. 4А-38	Ред. 2 30 ноября 2009 г.	Док. № 7.01.15-Е
------------	--------------------------	------------------

4А.6.9 КРЕЙСЕРСКИЙ ПОЛЕТ

1. Рычаг управления двигателем до 92% или не более 2100 об/мин

ПРИМЕЧАНИЕ

Рекомендованное изготовителем двигателя значение мощности составляет 75%.

2. Балансировка по обстоятельствам
3. Сигнализация / двигатель / страница системы контролировать

Использование дополнительных топливных баков (при наличии)

ВНИМАНИЕ

При работе переключателем AUX PUMP LH / RH (насос дополнительного бака левого/правого) запрещается превышать ограничения по балансировке топлива, приведенные в разделе 2.14.

Во избежание дополнительной разбалансировки дополнительных баков оба переключателя AUX PUMP (насос дополнительного бака) включать одновременно.

1. *Выполнить перекачку первой половины топлива из дополнительных баков:*

Как только количество топлива в каждом основном топливном баке опустится до 17 ам. галл. или менее, перевести оба переключателя AUX PUMP (насос дополнительного бака) в положение ON (вкл.) до заполнения основных баков.

По топливомеру контролировать правильность перекачки топлива в оба основных бака (скорость перекачки около 1 ам. галл./мин). Если в ходе перекачки топлива количество топлива в каком-либо из основных баков не увеличивается, выполнить действия, перечисленные в разделе 4В.12 «НАРУШЕНИЕ ПЕРЕКАЧКИ ТОПЛИВА В ЛЕВЫЙ/ПРАВЫЙ БАК».

СМ. ПРОДОЛЖЕНИЕ

2. *Выполнить перекачку второй половины топлива из дополнительных баков:*

Повторить перечисленные выше действия.

ПРИМЕЧАНИЕ

Перекачку топлива из дополнительных баков в основные следует производить как можно раньше. Использование топлива, находящегося в дополнительных баках, невозможно до его перекачки в основные баки.

КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ

Работа с системой GFC 700 в крейсерском полете

ПРИМЕЧАНИЕ

Обозначения кнопок NOSE UP (кабрирование) и NOSE DN (пикирование) на панели управления многофункционального индикатора указывают на соответствующее направление движения самолета. Кнопка NOSE UP (кабрирование) увеличивает заданный угол тангажа самолета, увеличивает заданную вертикальную скорость и уменьшает заданную воздушную скорость. Аналогичным образом, кнопка NOSE DN (пикирование) уменьшает заданный угол тангажа самолета, уменьшает заданную вертикальную скорость и увеличивает заданную воздушную скорость.

а) Вертикальная скорость (VS)

1. Заданная высота задать необходимую высоту
2. Панель управления выбрать режим VS (выдерживание вертикальной скорости) на панели управления
3. Заданная вертикальная скорость . . . изменить, пользуясь кнопками NOSE UP (кабрирование) и NOSE DN (пикирование)
4. Белый светосигнализатор ALT (задана высота) проконтролировать загорание на основном пилотажном индикаторе
5. Зеленый светосигнализатор ALT (высота) проконтролировать загорание после занятия заданной высоты

СМ. ПРОДОЛЖЕНИЕ

Стр. 4А-40	Ред. 2 30 ноября 2009 г.	Док. № 7.01.15-Е
------------	--------------------------	------------------

ПРИМЕЧАНИЕ

Если заданную высоту не изменить перед переключением в режим VS (выдерживание вертикальной скорости), автопилот может повторно выбрать текущую высоту в качестве заданной после включения режима VS. Задавать высоту всегда следует до переключения в режим VS (выдерживание вертикальной скорости).

Значение заданной вертикальной скорости в режиме выдерживания вертикальной скорости ограничено 1500 фут/мин при наборе высоты и 3000 фут/мин при снижении. Поддерживать требуемую скорость самолета следует изменением мощности двигателя. При нажатии на кнопку CWS (режим совмещенного управления) в режиме VS (выдерживание вертикальной скорости) в качестве заданной вертикальной скорости режима VS при отпуске кнопки CWS принимается текущая вертикальная скорость.

КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ

b) Изменение эшелона (FLC)

1. Заданная высота задать необходимую высоту
2. Панель управления выбрать режим FLC (изменение эшелона) на панели управления
3. Заданная воздушная скорость изменить, пользуясь кнопками NOSE UP (кабрирование) и NOSE DN (пикирование)
4. Белый светосигнализатор ALT (задана высота) проконтролировать загорание на основном пилотажном индикаторе
5. Зеленый светосигнализатор ALT (высота) проконтролировать загорание после занятия заданной высоты

СМ. ПРОДОЛЖЕНИЕ

ПРИМЕЧАНИЕ

Если заданную высоту не изменить перед переключением в режим FLC (изменение эшелона), автопилот может повторно выбрать текущую высоту в качестве заданной после включения режима FLC (изменение эшелона). Задавать высоту всегда следует до переключения в режим FLC (изменение эшелона).

При невозможности выдерживания заданной воздушной скорости без ухода с заданной высоты система выдерживает самолет в горизонтальном полете до изменения установки мощности двигателя или заданной скорости до величины, позволяющей выполнить набор высоты или снижение до заданной высоты.

Режим FLC (изменение эшелона) может использоваться в диапазоне приборной воздушной скорости 90–180 узлов. Поддерживать требуемую вертикальную скорость следует изменением мощности двигателя. При нажатии на кнопку CWS (режим совмещенного управления) в режиме FLC (изменение эшелона) в качестве заданной воздушной скорости при отпуске кнопки CWS принимается текущая воздушная скорость.

КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ

с) Для занятия заданной высоты:

1. Установка высотомера установить необходимое значение
2. Заданная высота задать необходимую высоту
3. Режим управления в вертикальной плоскости и его параметры выбрать на панели управления
4. Белый светосигнализатор ALT (задана высота) проконтролировать загорание на основном пилотажном индикаторе
5. Зеленый светосигнализатор ALT (высота) проконтролировать загорание после занятия заданной высоты

СМ. ПРОДОЛЖЕНИЕ

Стр. 4А-42	Ред. 2 30 ноября 2009 г.	Док. № 7.01.15-Е
------------	--------------------------	------------------

ПРИМЕЧАНИЕ

В режиме ALT (выдерживание высоты) автопилот выдерживает заданную высоту, которая отображается на основном пилотажном индикаторе в окне автопилота вне зависимости от высоты, заданной в окне задания высоты, и установки барометрического давления высотомера. При изменении установки высотомера автопилот выполняет набор высоты или снижение до заданной высоты.

КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ

d) Выдерживание высоты

Для выдерживания заданной высоты:

1. Установка высотомера установить необходимое значение
2. Занятие заданной высоты выбрать режим ALT (выдерживание высоты) на панели управления
3. Зеленый светосигнализатор ALT (высота) проконтролировать загорание на основном пилотажном индикаторе

КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ

е) Навигация по сигналам навигационных систем:

1. Источник навигационной информации выбрать VOR или GPS при помощи клавиши CDI (указатель отклонения от курса) на основном пилотажном индикаторе
2. Стрелка указателя пеленга установить при помощи ручки установки курса (только для режима VOR)
3. Курс для захвата задать в режиме HDG (полет по курсу) или ROL (полет без крена) (при необходимости).
4. Панель управления выбрать режим NAV (навигация) на панели управления
5. Зеленый или белый светосигнализатор VOR или GPS проконтролировать загорание на основном пилотажном индикаторе
6. Режим управления в вертикальной плоскости и его параметры выбрать на панели управления

ПРИМЕЧАНИЕ

Если отклонение стрелки указателя отклонения от курса (CDI) от центра превышает одну точку, автопилот выбирает режим NAV (навигация) в качестве следующего режима и светосигнализатор VOR или GPS на экране основного пилотажного индикатора загорается белым цветом. Пилот обязан убедиться, что выбранный курс обеспечит занятие заданного курса. Если отклонение стрелки указателя отклонения от курса (CDI) от центра не превышает одной точки, автопилот при нажатии кнопки NAV (навигация) переходит в режим захвата и светосигнализатор VOR или GPS на экране основного пилотажного индикатора загорается зеленым цветом.

КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ

Стр. 4А-44	Ред. 2 30 ноября 2009 г.	Док. № 7.01.15-Е
------------	--------------------------	------------------

4А.6.10 СНИЖЕНИЕ

1. Рычаг управления двигателем по необходимости
2. Воздушная скорость по необходимости
3. Триммер по необходимости
4. Сигнализация / двигатель / страница системы контролировать

КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ

Работа с системой GFC 700 при снижении

ПРИМЕЧАНИЕ

Обозначения кнопок NOSE UP (кабрирование) и NOSE DN (пикирование) на панели управления многофункционального индикатора указывают на соответствующее направление движения самолета. Кнопка NOSE UP (кабрирование) увеличивает заданный угол тангажа самолета, увеличивает заданную вертикальную скорость и уменьшает заданную воздушную скорость. Аналогичным образом, кнопка NOSE DN (пикирование) уменьшает заданный угол тангажа самолета, уменьшает заданную вертикальную скорость и увеличивает заданную воздушную скорость.

а) Вертикальная скорость (VS)

1. Заданная высота задать необходимую высоту
2. Панель управления выбрать режим VS
(выдерживание вертикальной скорости) на панели управления
3. Заданная вертикальная скорость изменить, пользуясь кнопками NOSE UP (кабрирование) и NOSE DN (пикирование)
4. Белый светосигнализатор ALT (задана высота) проконтролировать загорание на основном пилотажном индикаторе
5. Зеленый светосигнализатор ALT (высота) проконтролировать загорание после занятия заданной высоты

СМ. ПРОДОЛЖЕНИЕ

Док. № 7.01.15-Е	Ред. 1 4 декабря 2007 г.	Стр. 4А-45
------------------	--------------------------	------------

ПРИМЕЧАНИЕ

Если заданную высоту не изменить перед переключением в режим VS (выдерживание вертикальной скорости), автопилот может повторно выбрать текущую высоту в качестве заданной после включения режима VS. Задать высоту всегда следует до переключения в режим VS (выдерживание вертикальной скорости).

Значение заданной вертикальной скорости в режиме выдерживания вертикальной скорости ограничено 1500 фут/мин при наборе высоты и 3000 фут/мин при снижении. Поддерживать требуемую скорость самолета следует изменением мощности двигателя. При нажатии на кнопку CWS (режим совмещенного управления) в режиме VS (выдерживание вертикальной скорости) в качестве заданной вертикальной скорости режима VS при отпускании кнопки CWS принимается текущая вертикальная скорость.

КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ

b) Изменение эшелона (FLC)

1. Заданная высота задать необходимую высоту
2. Панель управления выбрать режим FLC (изменение эшелона) на панели управления
3. Заданная воздушная скорость изменить, пользуясь кнопками NOSE UP (кабрирование) и NOSE DN (пикирование)
4. Белый светосигнализатор ALT (задана высота) проконтролировать загорание на основном пилотажном индикаторе
5. Зеленый светосигнализатор ALT (высота) проконтролировать загорание после занятия заданной высоты

СМ. ПРОДОЛЖЕНИЕ

ПРИМЕЧАНИЕ

Если заданную высоту не изменить перед переключением в режим FLC (изменение эшелона), автопилот может повторно выбрать текущую высоту в качестве заданной после включения режима FLC (изменение эшелона). Задать высоту всегда следует до переключения в режим FLC (изменение эшелона).

При невозможности выдерживания заданной воздушной скорости без ухода с заданной высоты система выдерживает самолет в горизонтальном полете до изменения установки мощности двигателя или заданной скорости до величины, позволяющей выполнить набор высоты или снижение до заданной высоты.

Режим FLC (изменение эшелона) может использоваться в диапазоне приборной воздушной скорости 90–180 узлов. Поддерживать требуемую вертикальную скорость следует изменением мощности двигателя. При нажатии на кнопку CWS (режим совмещенного управления) в режиме FLC (изменение эшелона) в качестве заданной воздушной скорости при отпускании кнопки CWS принимается текущая воздушная скорость.

КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ

с) Для занятия заданной высоты:

1. Установка высотомера установить необходимое значение
2. Заданная высота задать необходимую высоту
3. Режим управления в вертикальной плоскости и его параметры выбрать на панели управления
4. Белый светосигнализатор ALT (задана высота) проконтролировать загорание на основном пилотажном индикаторе
5. Зеленый светосигнализатор ALT (высота) проконтролировать загорание после занятия заданной высоты

СМ. ПРОДОЛЖЕНИЕ

ПРИМЕЧАНИЕ

В режиме ALT (выдерживание высоты) автопилот выдерживает заданную высоту, которая отображается на основном пилотажном индикаторе в окне автопилота вне зависимости от высоты, заданной в окне задания высоты, и установки барометрического давления высотомера. При изменении установки высотомера автопилот выполняет набор высоты или снижение до заданной высоты.

КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ

d) Навигация по сигналам навигационных систем:

1. Источник навигационной информации выбрать VOR или GPS при помощи клавиши CDI (указатель отклонения от курса) на основном пилотажном индикаторе
2. Стрелка указателя пеленга установить при помощи ручки установки курса (только для режима VOR)
3. Курс для захвата задать в режиме HDG (полет по курсу) или ROL (полет без крена) (при необходимости)
4. Панель управления выбрать режим NAV (навигация) на панели управления
5. Зеленый или белый светосигнализатор VOR или GPS проконтролировать загорание на основном пилотажном индикаторе
6. Режим управления в вертикальной плоскости и его параметры выбрать на панели управления

СМ. ПРОДОЛЖЕНИЕ

Стр. 4А-48	Ред. 2 30 ноября 2009 г.	Док. № 7.01.15-Е
------------	--------------------------	------------------

ПРИМЕЧАНИЕ

Если отклонение стрелки указателя отклонения от курса (CDI) от центра превышает одну точку, автопилот выбирает режим NAV (навигация) в качестве следующего режима и светосигнализатор VOR или GPS на экране основного пилотажного индикатора загорается белым цветом. Пилот обязан убедиться, что выбранный курс обеспечит занятие заданного курса. Если отклонение стрелки указателя отклонения от курса (CDI) от центра не превышает одной точки, автопилот при нажатии кнопки NAV (навигация) переходит в режим захвата и светосигнализатор VOR или GPS на экране основного пилотажного индикатора загорается зеленым цветом.

КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ

4А.6.11 ЗАХОД НА ПОСАДКУ И ПОСАДКА

Заход на посадку:

ВНИМАНИЕ

Для посадки зафиксировать регулируемые спинки (при наличии) в вертикальном положении.

1. Регулируемые спинки (при наличии) привести в вертикальное положение, показанное на трафарете на формовой панели кабины, и убедиться, что спинка зафиксирована правильно

ПРИМЕЧАНИЕ

Если посадочная масса самолета превышает 1805 кг (3979 фунтов), посадка считается нештатной эксплуатационной процедурой. См. раздел 4В.11.

2. Привязные ремни застегнуты и затянуты
3. Демпфер рыскания в положении OFF (выкл.)
4. Органы управления отсутствие посторонних предметов в зоне перемещения
5. Посадочная фара по необходимости
6. Звуковая сигнализация шасси проверить работу
7. Переключатель подачи топлива (FUEL SELECTOR) в положении ON (вкл.)
8. Топливные насосы левый/правый ON (вкл.)

ВНИМАНИЕ

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

СМ. ПРОДОЛЖЕНИЕ

Стр. 4А-50	Ред. 2 30 ноября 2009 г.	Док. № 7.01.15-Е
------------	--------------------------	------------------

9. ШАССИ в положении DOWN (выпущены),
проверить 3 зеленых лампы
10. Стояночный тормоз отпущен
11. Триммер по обстоятельствам, триммер РН
в нейтральном положении

Перед посадкой:

12. Воздушная скорость не менее 86 узлов (приборная)
при переключателе управления
закрылками в положении UP
(убраны)
не менее 84 узлов (приборная)
при переключателе управления
закрылками в положении APP
(заход на посадку)
13. ЗАКРЫЛКИ по необходимости
14. Рычаг управления двигателем по необходимости
15. Триммер по обстоятельствам, триммер РН
в нейтральном положении
16. Скорость на конечном этапе
захода на посадку не менее 84 узлов (приборная)
при переключателе управления
закрылками в положении LDG
(посадка)

ПРИМЕЧАНИЕ

Превышение указанной скорости захода на посадку ведет к существенному увеличению посадочной дистанции при выравнивании.

ВНИМАНИЕ

При наличии таких условий, как (например) сильный ветер, опасность возникновения сдвига ветра или турбулентности следует выбирать более высокую скорость захода на посадку.

КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ

Работа с системой GFC 700 при заходе на посадку и посадке

a) VOR

1. Источник навигационной информации выбрать VOR при помощи клавиши CDI (указатель отклонения от курса) на основном пилотажном индикаторе
2. Стрелка указателя пеленга установить при помощи ручки установки курса
3. Курс для захвата задать в режиме HDG (полет по курсу) или ROL (полет без крена) (при необходимости)
4. Панель управления выбрать режим APR (заход на посадку) на панели управления
5. Зеленый или белый светосигнализатор VAPP (заход на посадку по VOR). проконтролировать загорание на основном пилотажном индикаторе
6. Режим управления в вертикальной плоскости и его параметры выбрать на панели управления

ПРИМЕЧАНИЕ

Если отклонение стрелки указателя отклонения от курса (CDI) от центра превышает одну точку, автопилот выбирает режим VAPP (заход на посадку по VOR) в качестве следующего режима и светосигнализатор VAPP (заход на посадку по VOR) на экране основного пилотажного индикатора загорается белым цветом. Пилот обязан убедиться, что выбранный курс обеспечит занятие заданного курса. Если отклонение стрелки указателя отклонения от курса (CDI) от центра не превышает одной точки, автопилот при нажатии кнопки VAPP (заход на посадку по VOR) переходит в режим захвата и светосигнализатор VAPP (заход на посадку по VOR) на экране основного пилотажного индикатора загорается зеленым цветом.

КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ

Стр. 4A-52	Ред. 2 30 ноября 2009 г.	Док. № 7.01.15-Е
------------	--------------------------	------------------

b) ILS

1. Источник навигационной информации . . . выбрать LOC (курсовой радиомаяк) при помощи клавиши CDI (указатель отклонения от курса) на основном пилотажном индикаторе
2. Стрелка указателя пеленга установить при помощи ручки установки курса
3. Курс для захвата задать в режиме HDG (полет по курсу) или ROL (полет без крена) (при необходимости)
4. Панель управления выбрать режим APR (заход на посадку) на панели управления
5. Зеленые или белые светосигнализаторы LOC (курсовой радиомаяк) и GS (полет по глиссаде) проконтролировать загорание на основном пилотажном индикаторе
6. Режим управления в вертикальной плоскости и его параметры выбрать на панели управления

ПРИМЕЧАНИЕ

Если в качестве источника навигационной информации выбрана исправная система ILS, при захвате луча курсового радиомаяка автоматически выполняется захват глиссады. Захват глиссады невозможен до захвата сигнала курсового радиомаяка. Автопилот обеспечивает захват глиссады при нахождении самолета выше или ниже глиссады.

КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ

c) GPS

1. Источник навигационной информации выбрать GPS при помощи клавиши CDI (указатель отклонения от курса) на основном пилотажном индикаторе
2. Схема захода на посадку загрузить в систему управления полетом (FMS) и ВЫБРАТЬ В КАЧЕСТВЕ ТЕКУЩЕЙ
3. Курс для захвата задать в режиме HDG (полет по курсу) или ROL (полет без крена) (при необходимости)
4. Панель управления выбрать режим APR (заход на посадку) на панели управления
5. Зеленый или белый светосигнализатор GPS проконтролировать загорание на основном пилотажном индикаторе
6. Режим управления в вертикальной плоскости и его параметры выбрать на панели управления

КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ

d) *Заход на посадку с обратным курсом (BC)*

1. Источник навигационной информации выбрать LOC (курсовой радиомаяк) при помощи клавиши CDI (указатель отклонения от курса) на основном пилотажном индикаторе
2. Стрелка указателя пеленга установить на прямой курс системы ILS при помощи ручки установки курса
3. Курс для захвата задать в режиме HDG (полет по курсу) или ROL (полет без крена) (при необходимости)
4. Панель управления выбрать режим NAV (навигация) на панели управления
5. Зеленый или белый светосигнализатор BC (заход на посадку с обратным курсом) проконтролировать загорание на основном пилотажном индикаторе

СМ. ПРОДОЛЖЕНИЕ

Стр. 4А-54	Ред. 2 30 ноября 2009 г.	Док. № 7.01.15-Е
------------	--------------------------	------------------

ПРИМЕЧАНИЕ

Надпись ВС (заход на посадку с обратным курсом) в окне режима управления в горизонтальной плоскости отображается только при отклонении стрелки указателя курса не менее чем на 115° от текущего магнитного курса. До этого момента отображается надпись LOC (курсовой радиомаяк).

Переключение в режим NAV (навигация) при заходе на посадку с обратным курсом позволяет избежать захвата глиссады.

6. Режим управления в вертикальной плоскости и его параметры выбрать на панели управления

КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ

4А.6.12 УХОД НА ВТОРОЙ КРУГ

1. Рычаг управления двигателем МАХ (максимум)
2. Воздушная скорость не менее 90 узлов (приборная)
3. ЗАКРЫЛКИ в положении APP (заход на посадку)

После установления положительной скорости набора высоты:

4. Шасси переключатель в положение UP (убрано);
убедиться в отсутствии сигнализации
невypущенного положения шасси
5. ЗАКРЫЛКИ убраны, переключатель в положении UP
(убраны)

При наборе безопасной высоты:

6. Топливные насосы левый/правый OFF (выкл.).

КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ

Работа с системой GFC 700 при уходе на второй круг

1. Ручка управления **НАДЕЖНО УДЕРЖИВАТЬ**
2. Кнопка GA (уход на второй круг) **НАЖАТЬ** – Убедиться в появлении надписей GA/GA (уход на второй круг) в полях режимов управления в горизонтальной и вертикальной плоскости на основном пилотажном индикаторе

ПРИМЕЧАНИЕ

После нажатия кнопки GA (уход на второй круг) автопилот отключается и на командном пилотажном приборе отображается угол кабрирования 6°.

3. Прерванная посадка выполнить
4. Схема ухода на второй круг выполнить (по ситуации)
5. Заданная высота задать необходимую высоту

СМ. ПРОДОЛЖЕНИЕ

Стр. 4А-56	Ред. 2 30 ноября 2009 г.	Док. № 7.01.15-Е
------------	--------------------------	------------------

На необходимой безопасной высоте:

6. Панель управления автопилотом выбрать необходимый режим управления в горизонтальной и вертикальной плоскости на панели управления
7. Автопилот ВКЛЮЧИТЬ при необходимости

ПРИМЕЧАНИЕ

Если схема ухода на второй круг требует захвата обратного луча курсового радиомаяка, следует переключить автопилот в режим NAV (навигация) во избежание случайного захвата глиссады.

КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ

4А.6.13 ПОСЛЕ ПОСАДКИ

1. Рычаг управления двигателем IDLE (малый газ)
2. Тормоза по необходимости
3. Ответчик OFF (выкл.) / STBY (ожидание)
4. Обогрев приемников воздушного давления OFF (выкл.)
5. БРЭО по необходимости
6. Светотехническое оборудование по необходимости
7. ЗАКРЫЛКИ UP (убраны)
8. Топливные насосы левый/правый OFF (выкл.).

КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ

4А.6.14 ОСТАНОВКА

1. Стояночный тормоз затянуть
2. Рычаг управления двигателем перевести в положение 10%
на 1 минуту
3. Двигатель / страница системы проверить индикацию
4. Аварийный приводной передатчик. убедиться в отсутствии
передачи на частоте
121,5 МГц
5. Выключатель AVIONIC MASTER
(главный выключатель БРЭО) OFF (выкл.)
6. Электрические потребители ВЫКЛ.
7. Выключатель ENGINE MASTER
(главный выключатель двигателя) OFF (выкл.)
8. Проблесковый световой маяк (ACL) OFF (выкл.)

ВНИМАНИЕ

После установки выключателя ENGINE MASTER (главный выключатель двигателя) в положение OFF (выкл.) необходимо подождать до тех пор, пока в приборах двигателя индикации параметров двигателя G1000 не будут отображаться красные кресты, и только потом устанавливать выключатель ELECT. MASTER (главный выключатель электрооборудования) в положение OFF (выкл.). В этом случае данные двигателя и полетные данные будут успешно записаны в энергонезависимую память до отключения электропитания.

9. Выключатель ELECT. MASTER
(главный выключатель электрооборудования) OFF (выкл.)

ВНИМАНИЕ

Перед остановкой двигатель должен проработать в течение не менее 1 минуты в режиме 10% во избежание повреждения турбокомпрессора.

ВНИМАНИЕ

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

КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ

Док. № 7.01.15-Е	Ред. 1 4 декабря 2007 г.	Стр. 4А-59
------------------	--------------------------	------------

4А.6.15 ПОКИДАНИЕ САМОЛЕТА

Выход из кабины самолета осуществляется в заднем направлении, на специально размеченные участки на консольной части левого или правого крыла.

4А.6.16 ПОСЛЕПОЛЕТНАЯ ПРОВЕРКА

1. Записать все проблемы, обнаруженные в полете и в ходе послеполетной проверки, в журнал.
2. Поставить самолет на стоянку.
3. При необходимости пришвартовать самолет.

КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ

4А.6.17 ПОСТАНОВКА НА СТОЯНКУ

1. Стояночный тормоз отпустить, использовать упорные колодки
2. Самолет пришвартовать, если самолет будет находиться без присмотра в течение длительного времени
3. Датчик ПВД зачехлить

КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ

4А.6.18 ПОЛЕТ В УСЛОВИЯХ ДОЖДЯ

ПРИМЕЧАНИЕ

В условиях дождя эксплуатационные качества самолета ухудшаются; особенно это относится к дистанции взлета и максимальной горизонтальной скорости. Пилотажные характеристики остаются практически без изменений. Полетов в условиях сильного дождя следует избегать из-за ухудшения видимости.

4А.6.19 ЗАПРАВКА ТОПЛИВОМ

ВНИМАНИЕ

Перед заправкой топливом самолет необходимо подключить к системе электрического заземления. Точки заземления: выхлопная труба, слева и справа. Информацию о разрешенных к использованию марках топлива см. в разделе 2.14.

Заправка дополнительных топливных баков (при наличии)**ВНИМАНИЕ**

При использовании дополнительных топливных баков оба бака необходимо заполнять до максимального уровня. Только в этом случае возможна корректная индикация количества топлива в дополнительных баках.

Если дополнительные баки не используются, топливо в них должно отсутствовать (см. раздел 6.4).

4А.6.20 ПОЛЕТ НА БОЛЬШОЙ ВЫСОТЕ

На большой высоте необходимо организовать подачу кислорода для всех лиц, находящихся в кабине самолета. При этом необходимо соблюдать требования законодательства в отношении подачи кислорода.

См. также раздел 2.11 «ЭКСПЛУАТАЦИОННАЯ ВЫСОТА».

4А.6.21 ДЕМОНСТРАЦИЯ ОСТАНОВА И ПОВТОРНОГО ЗАПУСКА ДВИГАТЕЛЯ

Максимальная высота 10000 футов (барометрическая)
Минимальная высота 3000 футов (истинная)

ВНИМАНИЕ

Не пытаться выполнить повторный запуск двигателя в полете, если остановка двигателя продолжалась более двух минут.

ПРИМЕЧАНИЕ

При демонстрации пилотажных качеств с одним неработающим двигателем критическим является левый двигатель.

СМ. ПРОДОЛЖЕНИЕ

Стр. 4А-62	Ред. 2 30 ноября 2009 г.	Док. № 7.01.15-Е
------------	--------------------------	------------------

Повторный запуск двигателя при помощи стартера

Максимальная скорость при повторном запуске двигателя 100 узлов (приборная) или воздушной скорости, установленной для полета с остановленным воздушным винтом (в зависимости от того, какое из значений меньше)

ВНИМАНИЕ

Запрещается включать стартер, если воздушный винт находится в режиме авторотации!

ПРИМЕЧАНИЕ

На приборной воздушной скорости менее 100 узлов авторотация винта может происходить рывками. По этой причине при включении стартера необходимо убедиться, что воздушный винт неподвижен.

СМ. ПРОДОЛЖЕНИЕ

1. Высота стабилизировать самолет в горизонтальном полете на высоте в указанных выше пределах
2. Воздушная скорость триммером установить 100 узлов (приборная)

Следующие операции необходимо выполнить в течение не более двух минут.

1. Выключатель ENGINE MASTER
(главный выключатель двигателя)
соответствующего двигателя OFF (выкл.), воздушный винт устанавливается в положение флюгирования
2. РУД соответствующего двигателя IDLE (малый газ)
3. Воздушная скорость стабилизировать в диапазоне от 90 до 100 узлов (приборная)
4. Выключатель ENGINE MASTER
(главный выключатель двигателя)
соответствующего двигателя ON (вкл.), происходит расфлюгирование воздушного винта
5. СТАРТЕР соответствующего двигателя включить, когда воздушный винт неподвижен

ВНИМАНИЕ

После запуска двигателя установить рычаг управления двигателем в положение умеренной мощности и выдерживать его в этом положении, пока температура двигателя не войдет в зеленый сектор.

КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ

Повторный запуск двигателя в режиме авторотации

Минимальная скорость
при повторном запуске двигателя 125 узлов (приборная)
Максимальная скорость
при повторном запуске двигателя 145 узлов (приборная)

ВНИМАНИЕ

1. Запрещается включать стартер, если воздушный винт находится в режиме авторотации!
2. Не пытаться выполнить повторный запуск на скорости ниже 125 узлов (приборная).
3. Не пытаться выполнить повторный запуск на скорости выше 145 узлов (приборная).

СМ. ПРОДОЛЖЕНИЕ

ПРИМЕЧАНИЕ

На приборной скорости менее 125 узлов авторотация винта может происходить рывками. Для успешного повторного запуска авторотация должна быть непрерывной. На приборной скорости выше 145 узлов при попытке повторного запуска может происходить заброс оборотов воздушного винта.

1. Высота стабилизировать самолет в горизонтальном полете на высоте в указанных выше пределах
2. Воздушная скорость триммером установить 100 узлов (приборная)

Следующие операции необходимо выполнить в течение не более двух минут.

1. Выключатель ENGINE MASTER
(главный выключатель двигателя)
соответствующего двигателя OFF (выкл.), воздушный винт устанавливается в положение флюгирования
2. РУД соответствующего двигателя IDLE (малый газ)
3. Воздушная скорость стабилизировать в диапазоне от 125 до 145 узлов (приборная)
4. Выключатель ENGINE MASTER
(главный выключатель двигателя)
соответствующего двигателя ON (вкл.), происходит расфлюгирование воздушного винта

ВНИМАНИЕ

После запуска двигателя установить рычаг управления двигателем в положение умеренной мощности и выдерживать его в этом положении, пока температура двигателя не войдет в зеленый сектор.

КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ

Страница намеренно оставлена пустой

РАЗДЕЛ 5 ЛЕТНО-ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

5.1	ВВЕДЕНИЕ.....	5-2
5.2	ПОЛЬЗОВАНИЕ ТАБЛИЦАМИ И НОМОГРАММАМИ ЛЕТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК	5-2
5.3	ТАБЛИЦЫ И НОМОГРАММЫ ЛЕТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК.....	5-3
5.3.1	КАЛИБРОВКА ВОЗДУШНОЙ СКОРОСТИ	5-3
5.3.2	НОМОГРАММА РАСХОДА ТОПЛИВА	5-6
5.3.3	МЕЖДУНАРОДНАЯ СТАНДАРТНАЯ АТМОСФЕРА (МСА).....	5-7
5.3.4	СКОРОСТИ СВАЛИВАНИЯ.....	5-8
5.3.5	СОСТАВЛЯЮЩИЕ ВЕТРА.....	5-9
5.3.6	ДИСТАНЦИЯ ВЗЛЕТА	5-10
5.3.7	ХАРАКТЕРИСТИКИ ПРИ НАБОРЕ ВЫСОТЫ	5-14
5.3.8	ЛЕТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ПРИ НАБОРЕ ВЫСОТЫ С ОДНИМ НЕРАБОТАЮЩИМ ДВИГАТЕЛЕМ	5-16
5.3.9	КРЕЙСЕРСКИЙ ПОЛЕТ (ИСТИННАЯ ВОЗДУШНАЯ СКОРОСТЬ)	5-18
5.3.10	ПОСАДОЧНАЯ ДИСТАНЦИЯ	5-20
5.3.11	ГРАДИЕНТ НАБОРА ВЫСОТЫ ПРИ УХОДЕ НА ВТОРОЙ КРУГ.....	5-24
5.3.12	УТВЕРЖДЕННЫЕ ШУМОВЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ	5-24

5.1 ВВЕДЕНИЕ

Таблицы и номограммы, приведенные в настоящем разделе, с одной стороны, дают информацию о летных характеристиках самолета, с другой стороны, обеспечивают возможность планирования полета с достаточной точностью и полнотой. Значения в таблицах и номограммах получены в ходе испытательных полетов и наземных испытаний силовой установки в исправном состоянии и приведены к условиям международной стандартной атмосферы (МСА = 15°C/59°F и 1013,25 гПа/29,92 дюйм рт.ст. на уровне моря).

Номограммы летных характеристик не учитывают разные уровни опыта пилотов и некачественное техническое обслуживание самолета. Указанные летные характеристики обеспечиваются при условии соблюдения требований настоящего руководства и надлежащего технического обслуживания самолета.

5.2 ПОЛЬЗОВАНИЕ ТАБЛИЦАМИ И НОМОГРАММАМИ ЛЕТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК

Для иллюстрации влияния различных параметров данные о летных характеристиках приведены в виде таблиц или номограмм. Данные приводятся с достаточной подробностью, позволяющей при определении летных характеристик в ходе планирования полета выбрать необходимые значения с запасом.

5.3 ТАБЛИЦЫ И НОМОГРАММЫ ЛЕТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК

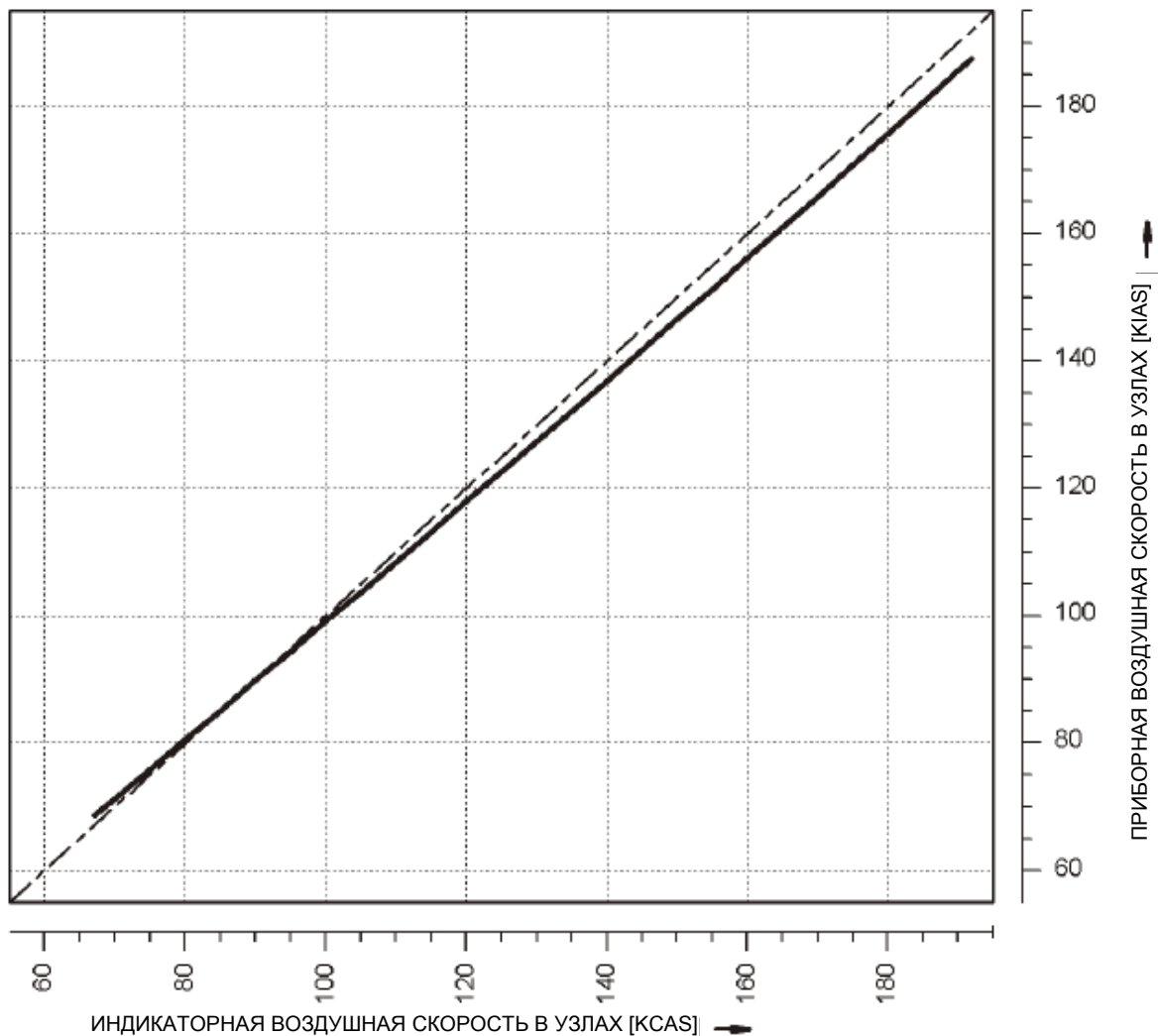
5.3.1 КАЛИБРОВКА ВОЗДУШНОЙ СКОРОСТИ

ПРИМЕЧАНИЕ

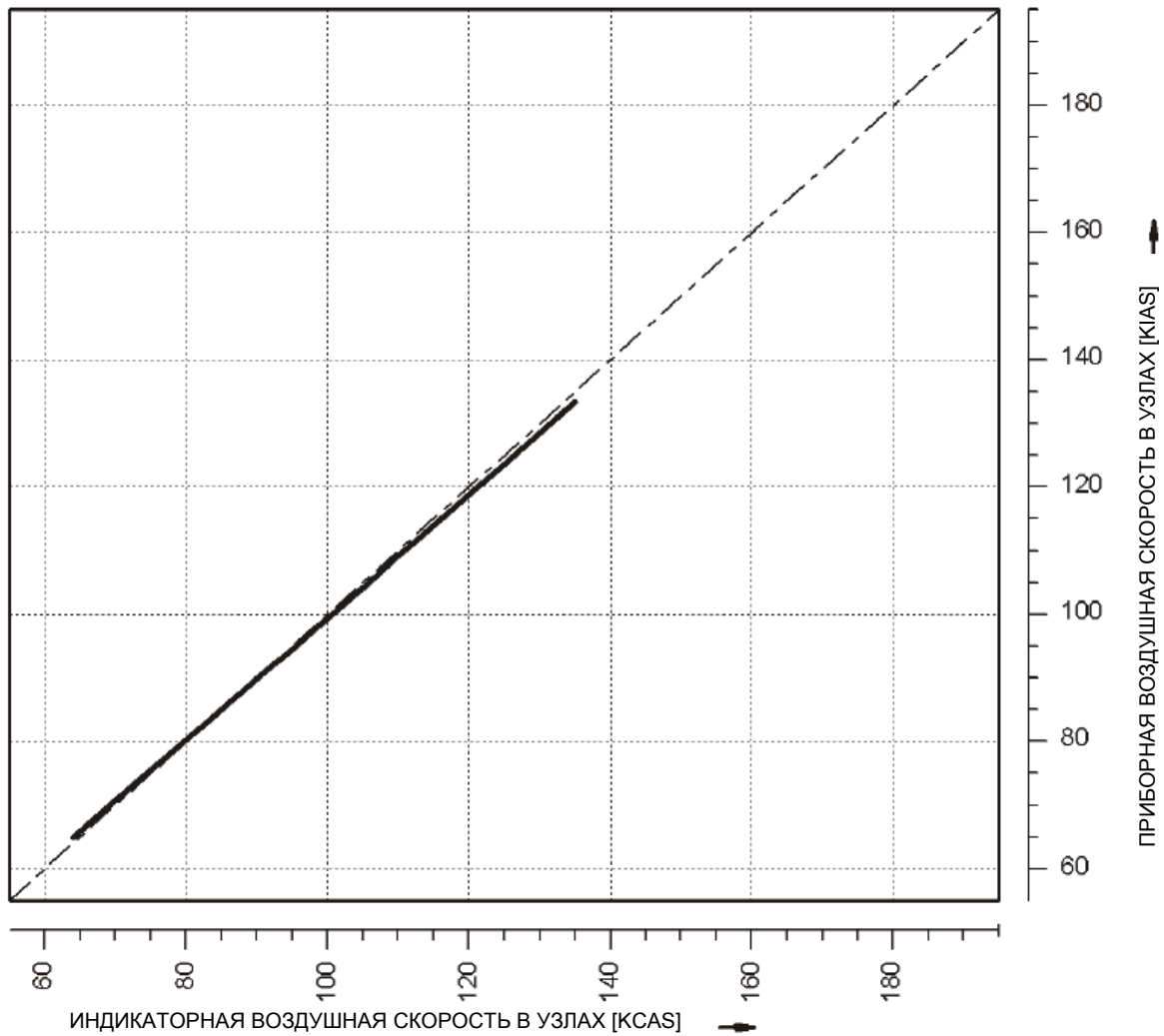
Положение шасси (выпущено/убрано) не влияет на показания системы индикации воздушной скорости.

СИСТЕМА ИНДИКАЦИИ ВОЗДУШНОЙ СКОРОСТИ

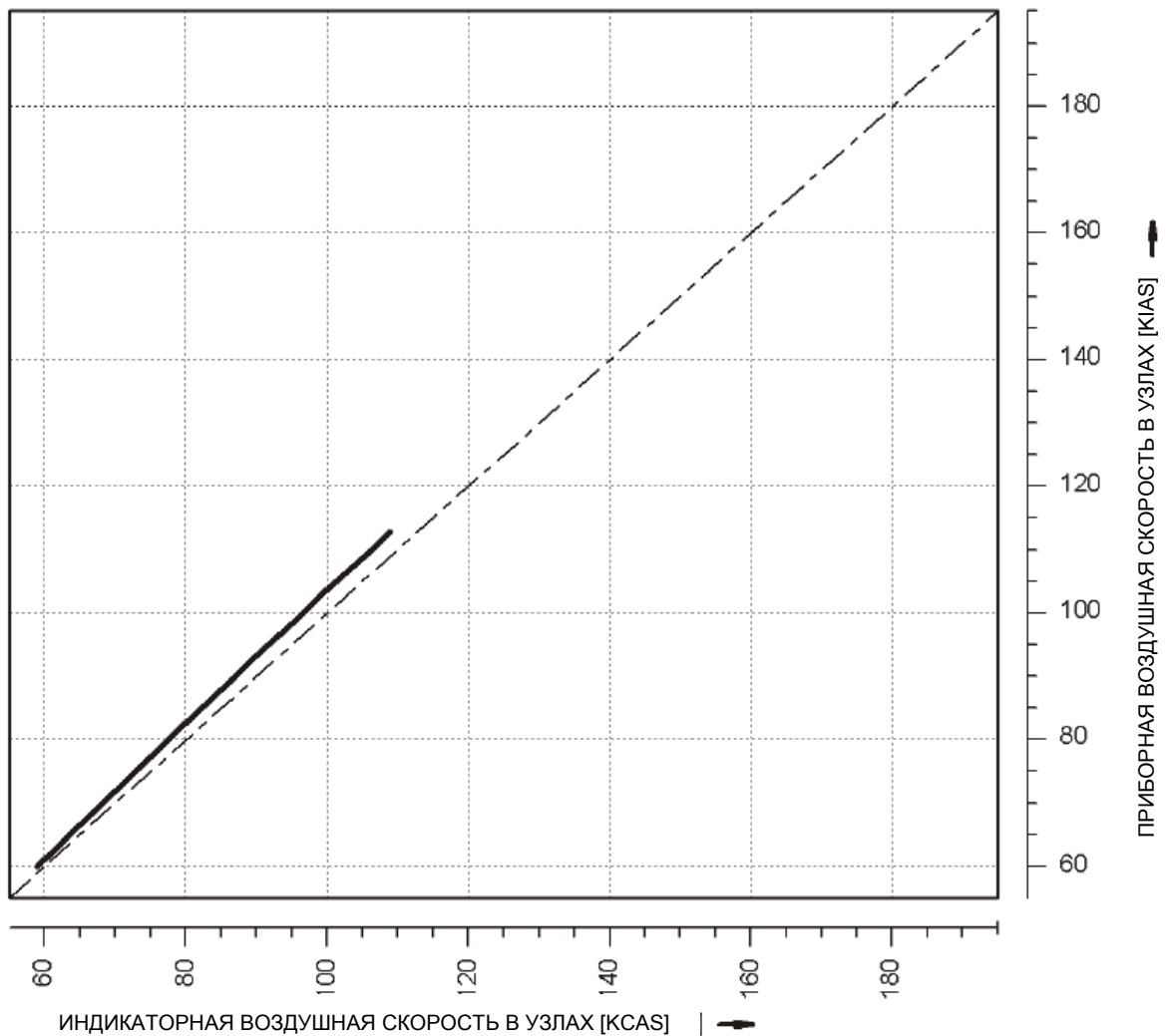
ЗАКРЫЛКИ В ПОЛОЖЕНИИ UP (убраны)



СИСТЕМА ИНДИКАЦИИ ВОЗДУШНОЙ СКОРОСТИ
ЗАКРЫЛКИ В ПОЛОЖЕНИИ APP (заход на посадку)



СИСТЕМА ИНДИКАЦИИ ВОЗДУШНОЙ СКОРОСТИ ЗАКРЫЛКИ В ПОЛОЖЕНИИ LDG (посадка)



5.3.2 НОМОГРАММА РАСХОДА ТОПЛИВА

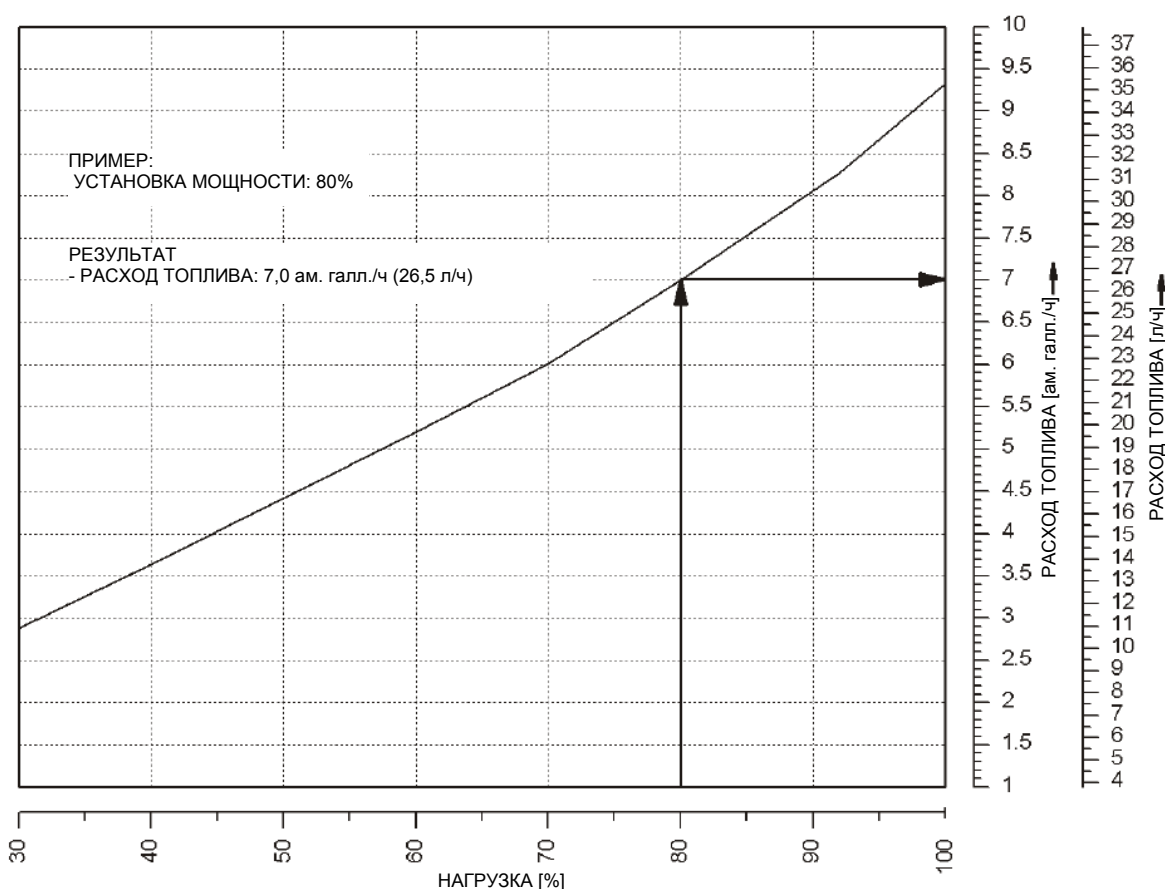
ВНИМАНИЕ

На номограмме показан расход топлива в час на один двигатель.

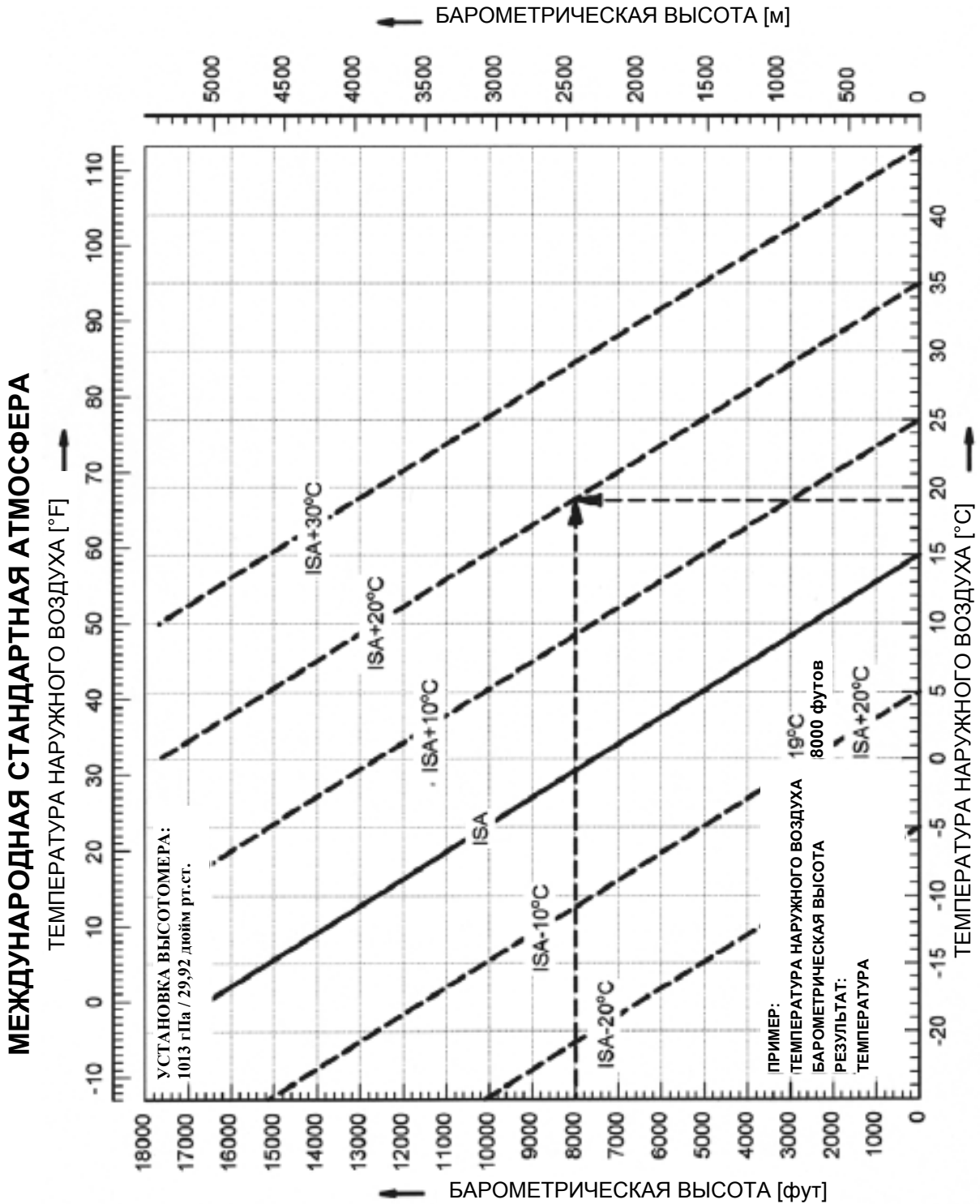
ПРИМЕЧАНИЕ

Расчетные значения количества топлива, отображаемые в поле FUEL CALC (расчетное количество топлива) на многофункциональном индикаторе (MFD) комплекса G1000, не учитывают показания топливомеров самолета. Отображаемые значения рассчитываются по последнему текущему значению количества топлива, вводимому пилотом, и фактическим данным о расходе топлива. По этой причине данные о продолжительности и дальности полета можно использовать только в справочных целях; их использование для планирования полета запрещается.

DA 42 NG – РАСХОД ТОПЛИВА



5.3.3 МЕЖДУНАРОДНАЯ СТАНДАРТНАЯ АТМОСФЕРА (МСА)



5.3.4 СКОРОСТИ СВАЛИВАНИЯ

Скорости сваливания при разной полетной массе

Воздушные скорости в узлах (приборные) в режиме малого газа:

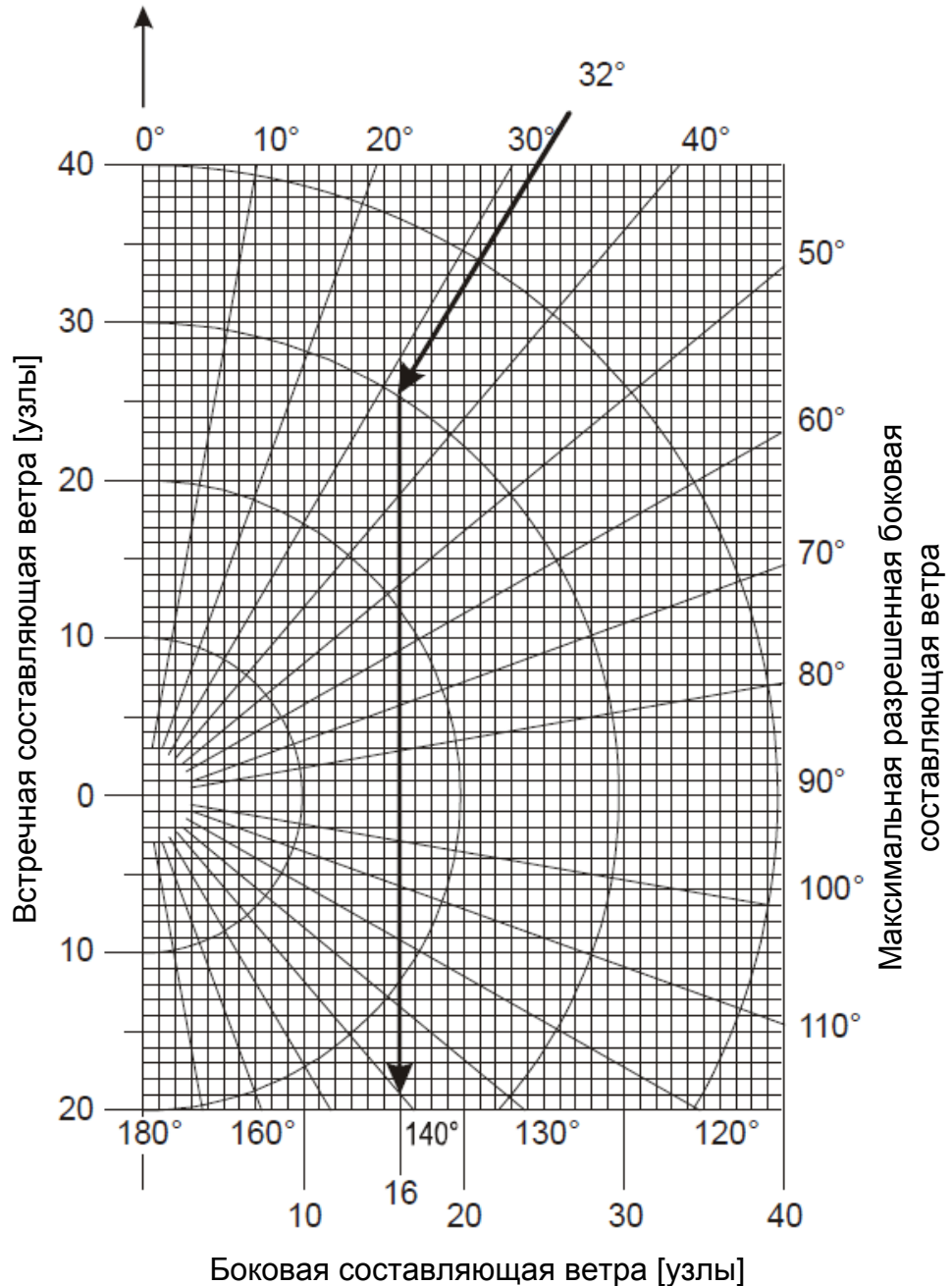
1510 кг (3329 фунтов)		Угол крена			
Шасси	Закрылки	0°	30°	45°	60°
UP (убрано)	UP (убраны)	62	66	73	85
DOWN (выпущено)	APP (заход)	62	67	73	86
DOWN (выпущено)	LDG (посадка)	58	63	70	83

1700 кг (3748 фунтов)		Угол крена			
Шасси	Закрылки	0°	30°	45°	60°
UP (убрано)	UP (убраны)	66	70	77	90
DOWN (выпущено)	APP (заход)	64	69	75	89
DOWN (выпущено)	LDG (посадка)	60	65	72	86

1900 кг (4189 фунтов)		Угол крена			
Шасси	Закрылки	0°	30°	45°	60°
UP (убрано)	UP (убраны)	69	74	81	95
DOWN (выпущено)	APP (заход)	66	71	78	92
DOWN (выпущено)	LDG (посадка)	62	67	75	89

5.3.5 СОСТАВЛЯЮЩИЕ ВЕТРА

Направление полета



Пример: Направление полета : 360°
Ветер : 32°/30 узлов
Результат: Боковая составляющая ветра : 16 узлов
Максимальная разрешенная боковая составляющая ветра : 25 узлов

5.3.6 ДИСТАНЦИЯ ВЗЛЕТА

Условия:

- Рычаг управления двигателем оба в положении MAX (максимум) при 2300 об/мин
- Закрылки UP (убраны)
- Отрыв колеса передней опоры шасси при $v_R = 80$ узлов (приборная)
- Воздушная скорость для начала набора высоты 85 узлов (приборная)
- ВПП ровная поверхность, с твердым покрытием (бетон, асфальт и т.п.)

Значения для MSA на среднем уровне моря, при массе 1900 кг (4189 фунтов)

Дистанция взлета до пролета над препятствием высотой 50 футов (15 м)	733 м (2405 футов)
Разбег при взлете	458 м (1503 фута)

ПРИМЕЧАНИЕ

Скороподъемность при установке мощности 100% равна 1180 фут/мин (6,0 м/с) на среднем уровне моря в условиях международной стандартной атмосферы.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

Для безопасного взлета располагаемая длина ВПП должна быть не меньше дистанции взлета до пролета над препятствием высотой 50 футов (15 м).

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

Несоблюдение правил при техническом обслуживании самолета, отступление от установленного порядка эксплуатации и обслуживания, неровности на ВПП, а также неблагоприятные внешние факторы (высокая температура, дождь, неблагоприятные условия по ветру, включая боковой ветер) ведут к увеличению дистанции взлета.

ВНИМАНИЕ

В следующем ПРИМЕЧАНИИ указаны типовые значения. На мокрой грунтовой ВПП или мокрой ВПП с мягким травяным покрытием разбег при взлете может существенно превышать указанные ниже значения. В любом случае пилот обязан учесть состояние ВПП, чтобы обеспечить безопасность взлета.

ПРИМЕЧАНИЕ

При взлете с сухой ВПП с травяным покрытием (стриженная трава) необходимо принять следующие поправки по сравнению с ВПП с искусственным покрытием (типовые значения, см. п. «ВНИМАНИЕ» выше):

- травяное покрытие высотой до 5 см (2 дюймов): увеличение разбега при взлете на 10%.
- травяное покрытие высотой от 5 до 10 см (от 2 до 4 дюймов): увеличение разбега при взлете на 15%.
- травяное покрытие высотой более 10 см (4 дюймов): увеличение разбега при взлете не менее чем на 25%.
- запрещается взлетать с ВПП, если высота травяного покрытия превышает 25 см (10 дюймов).

ПРИМЕЧАНИЕ

Для мокрого травяного покрытия дополнительно принять 10% увеличение разбега при взлете.

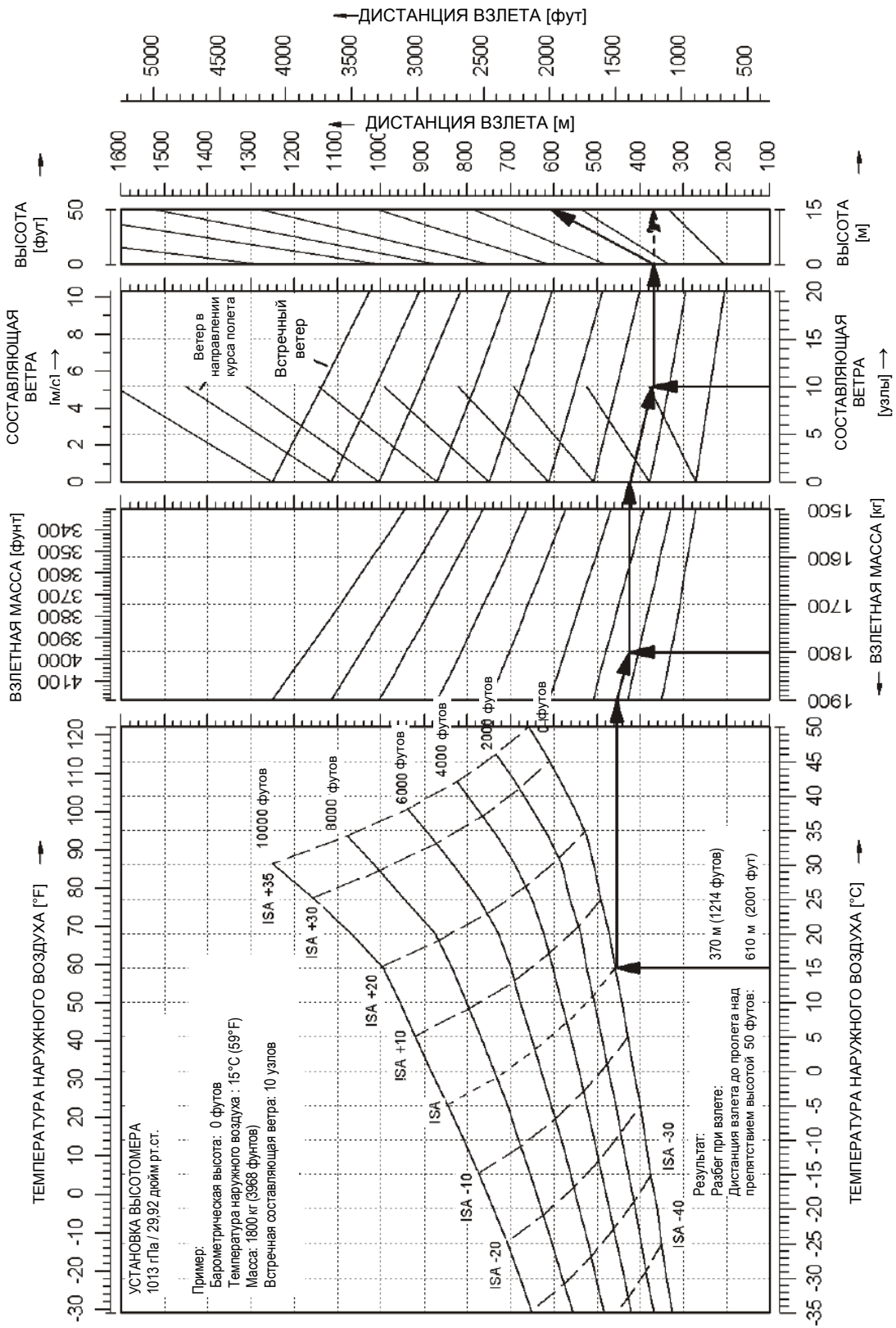
ПРИМЕЧАНИЕ

Для мягкого грунта дополнительно принять 45% увеличение разбега при взлете.

ПРИМЕЧАНИЕ

Наличие восходящего уклона величиной 2% (2 м на 100 м или 2 фута на 100 футов) ведет к увеличению дистанции взлета приблизительно на 10%. Влияние на разбег при взлете может быть еще более значительным.

DA 42 NG – ДИСТАНЦИЯ ВЗЛЕТА



Условия: Закрылки: UP (убраны), РУД: оба MAX (максимум) при 2300 об/мин, V_R : 80 узлов (приборн.), воздушная скорость: 85 узлов (приборн.), ВПП: с твердым искусственным покрытием

5.3.7 ХАРАКТЕРИСТИКИ ПРИ НАБОРЕ ВЫСОТЫ

Условия:

- РУД оба 92% при 2100 об/мин
- Закрылки UP (убраны)
- Шасси убрано
- Воздушная скорость 90 узлов (приборная)

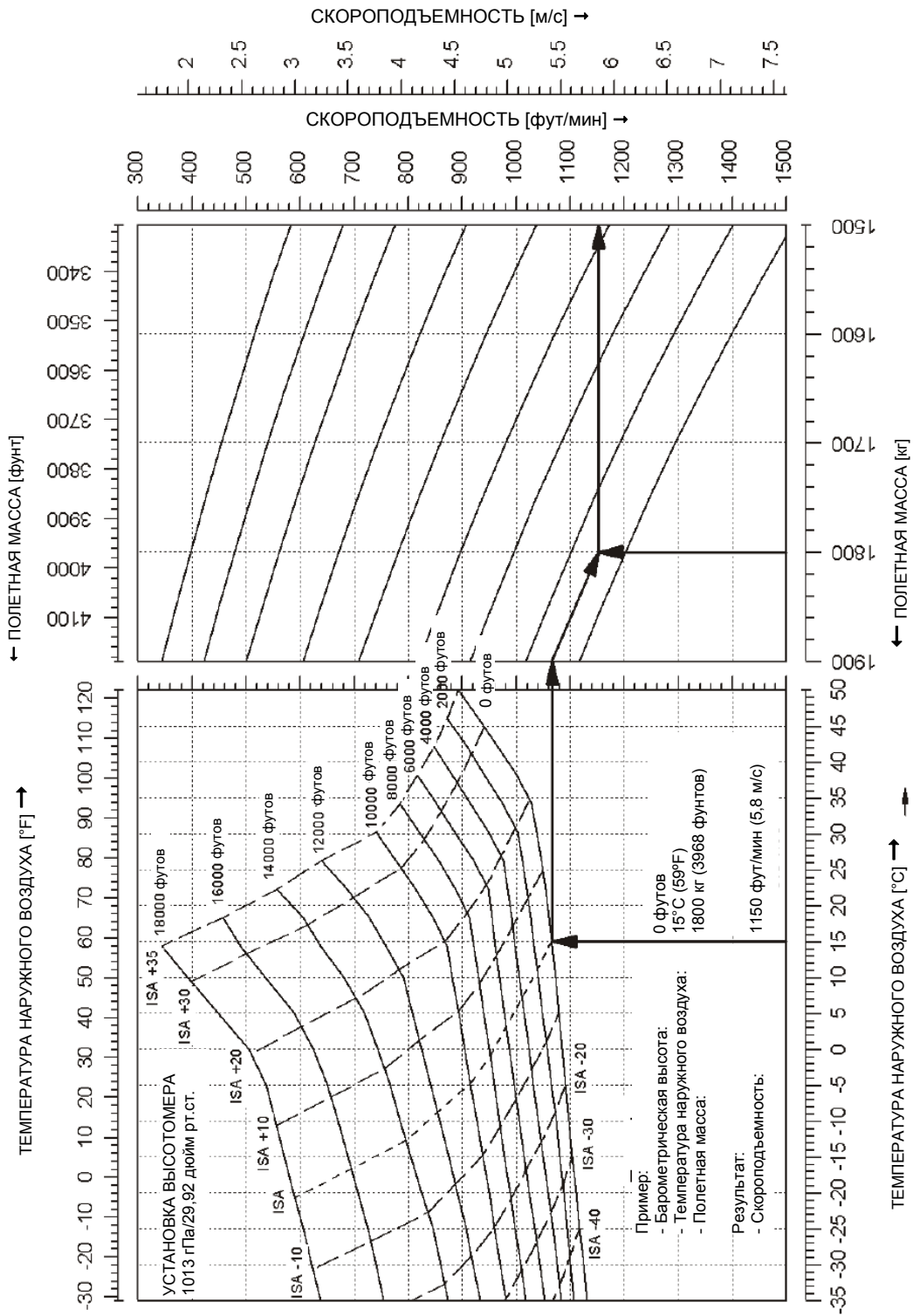
ПРИМЕЧАНИЕ

На номограммах на следующих страницах показана *скороподъемность* самолета. *Градиент* набора высоты сложно определить по номограмме; для его расчета пользоваться следующими формулами:

$$\text{Градиент} [\%] = \frac{\text{Скороподъемность} [\text{фут/мин}]}{\text{Истинная возд. скорость} [\text{узлы}]} \cdot 0,95$$

$$\text{Градиент} [\%] = \frac{\text{Скороподъемность} [\text{м/с}]}{\text{Истинная возд. скорость} [\text{узлы}]} \cdot 190$$

DA 42 NG – ХАРАКТЕРИСТИКИ ПРИ НАБОРЕ ВЫСОТЫ – ДВА ДВИГАТЕЛЯ



Условия: Закрылки: UP (убраны), РУД: оба при 92%, шасси: убрано, воздушная скорость: 90 узлов (приборная)

5.3.8 ЛЕТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ПРИ НАБОРЕ ВЫСОТЫ С ОДНИМ НЕРАБОТАЮЩИМ ДВИГАТЕЛЕМ

Условия:

- Рабочий двигатель (правый) 92% или не более 2100 об/мин
- Неработающий двигатель остановлен, винт зафлюгирован
- Закрылки UP (убраны)
- Воздушная скорость 85 узлов (приборная)
- Шасси убрано
- Нулевое скольжение обеспечено

ПРИМЕЧАНИЕ

Левый двигатель (вид с рабочего места пилота) является критическим с точки зрения его влияния на управляемость и летные характеристики самолета.

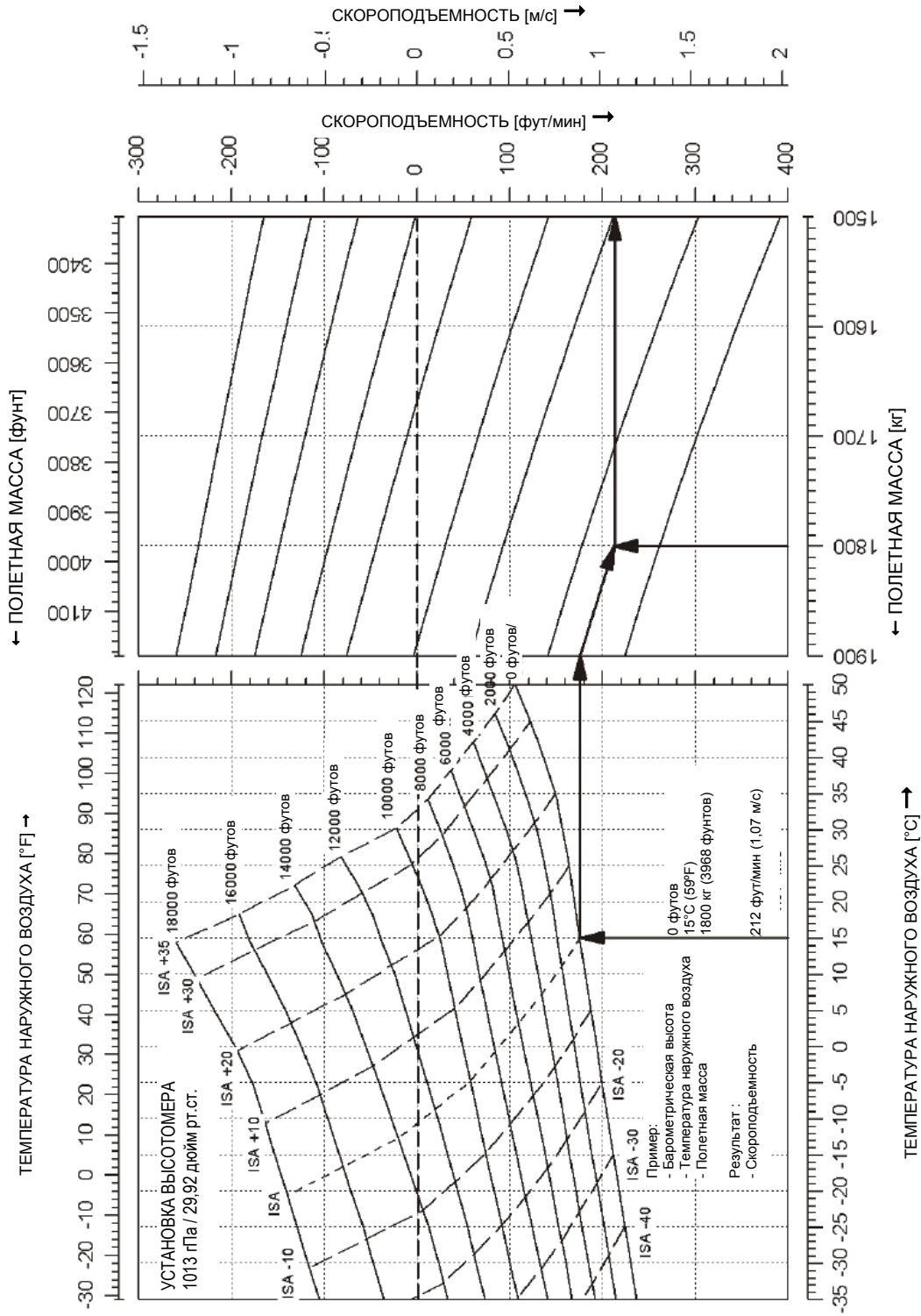
ПРИМЕЧАНИЕ

На номограммах на следующих страницах показана *скороподъемность* самолета. *Градиент* набора высоты сложно определить по номограмме; для его расчета пользоваться следующими формулами:

$$\text{Градиент} [\%] = \frac{\text{Скороподъемность} [\text{фут/мин}]}{\text{Истинная возд. скорость} [\text{узлы}]} \cdot 0,95$$

$$\text{Градиент} [\%] = \frac{\text{Скороподъемность} [\text{м/с}]}{\text{Истинная возд. скорость} [\text{узлы}]} \cdot 190$$

DA 42 NG – НАБОР ВЫСОТЫ / СНИЖЕНИЕ С ОДНИМ НЕРАБОТАЮЩИМ ДВИГАТЕЛЕМ



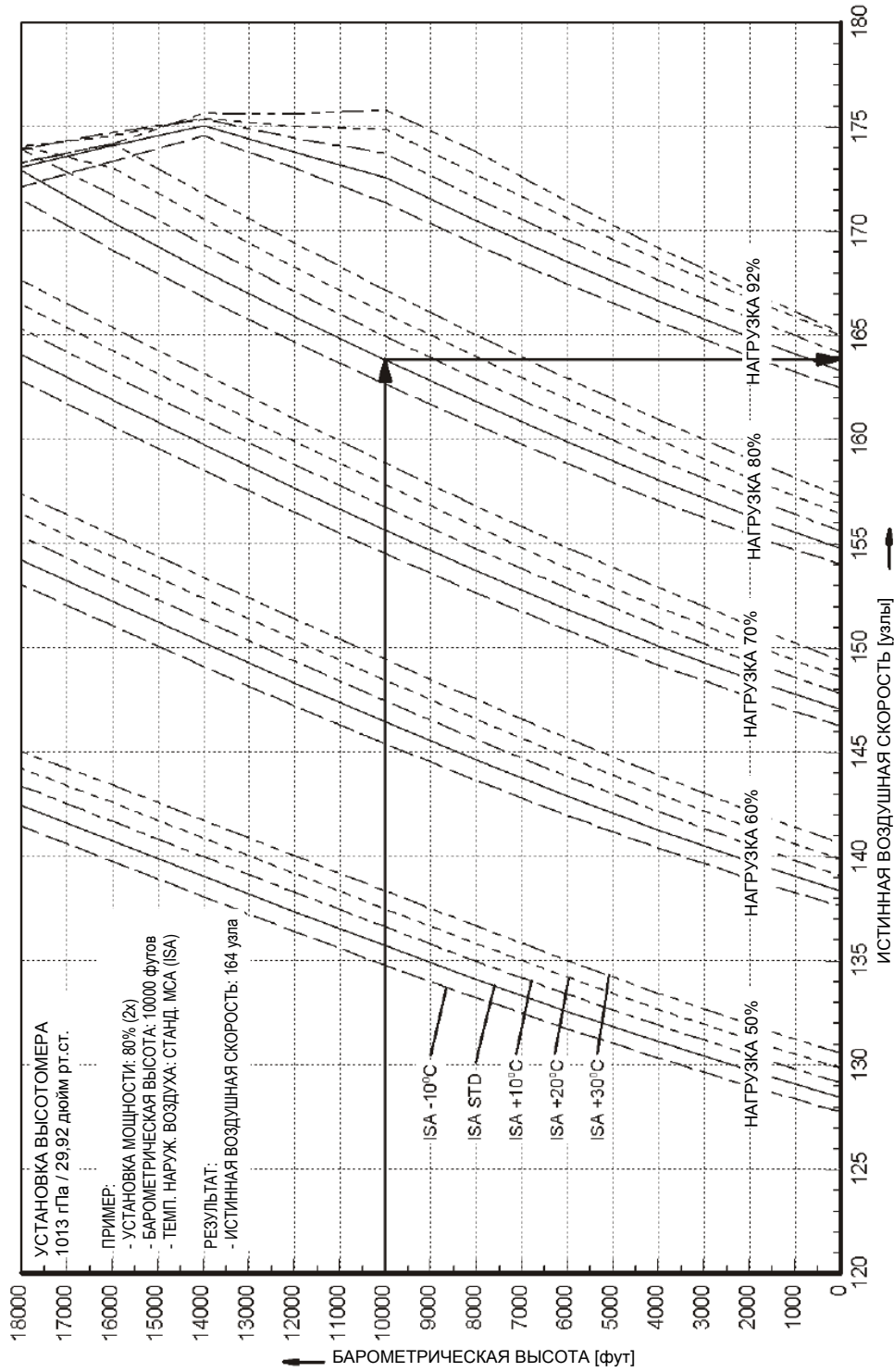
Условия: Закрылки: UP (убраны), РУД: рабочий двигатель при 92% / неработающий двигатель: остановлен, винт зафлюгирован, воздушная скорость: 85 узлов (приборная)

5.3.9 КРЕЙСЕРСКИЙ ПОЛЕТ (ИСТИННАЯ ВОЗДУШНАЯ СКОРОСТЬ)

Условия:

- Двигатели со всеми работающими двигателями
- РУД по обстоятельствам для
регулирования выбранной
отображаемой НАГРУЗКИ [%]
- Закрылки UP (убраны)
- Шасси убрано

DA 42 NG – КРЕЙСЕРСКИЙ ПОЛЕТ (ИСТИННАЯ ВОЗДУШНАЯ СКОРОСТЬ)



Условия: Двигатели: с двумя работающими двигателями, мощность: по обстоятельствам для регулирования выбранной НАГРУЗКИ [%], закрылки: UP (убраны), шасси: убрано

5.3.10 ПОСАДОЧНАЯ ДИСТАНЦИЯ

- Условия: - РУД оба в положении IDLE (малый газ)
- Закрылки LDG (посадка)
- ВПП ровная поверхность, асфальт, сухая

Значения для МСА на среднем уровне моря при массе 1805 кг (3979 фунтов), скорость захода на посадку 84 узла (приборная)	
Посадочная дистанция после пролета над препятствием высотой 50 футов (15 м)	598 м (1962 фута)
Пробег	353 м (1158 футов)

ПРИМЕЧАНИЕ

Допускается посадка с массой от 1805 кг (3979 фунтов) до 1900 кг (4189 фунтов). Такая посадка считается нештатной эксплуатационной процедурой.

Значения для МСА на среднем уровне моря при массе 1900 кг (4189 фунтов), скорость захода на посадку 84 узла (приборная)	
Посадочная дистанция после пролета над препятствием высотой 50 футов (15 м)	618 м (2028 футов)
Пробег	369 м (1211 футов)

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

Для безопасной посадки располагаемая длина ВПП должна быть не меньше посадочной дистанции после пролета над препятствием высотой 50 футов (15 м).

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

Несоблюдение правил при техническом обслуживании самолета, отступление от установленного порядка эксплуатации и обслуживания, неровности на ВПП, а также неблагоприятные внешние факторы (дождь, неблагоприятные условия по ветру, включая боковой ветер) ведут к увеличению посадочной дистанции.

ВНИМАНИЕ

В следующем ПРИМЕЧАНИИ указаны типовые значения. На мокрой грунтовой ВПП или мокрой ВПП с мягким травяным покрытием посадочная дистанция может существенно превышать указанные ниже значения. В любом случае пилот обязан учесть состояние ВПП, чтобы обеспечить безопасность посадки.

ПРИМЕЧАНИЕ

При посадке на сухую ВПП с травяным покрытием (стриженная трава) необходимо принять следующие поправки по сравнению с ВПП с искусственным покрытием (типовые значения, см. п. «ВНИМАНИЕ» выше):

- травяное покрытие высотой до 5 см (2 дюймов): увеличение пробега при посадке на 10%.
- травяное покрытие высотой от 5 до 10 см (от 2 до 4 дюймов): увеличение пробега при посадке на 15%.
- травяное покрытие высотой более 10 см (4 дюймов): увеличение пробега при посадке не менее чем на 25%.

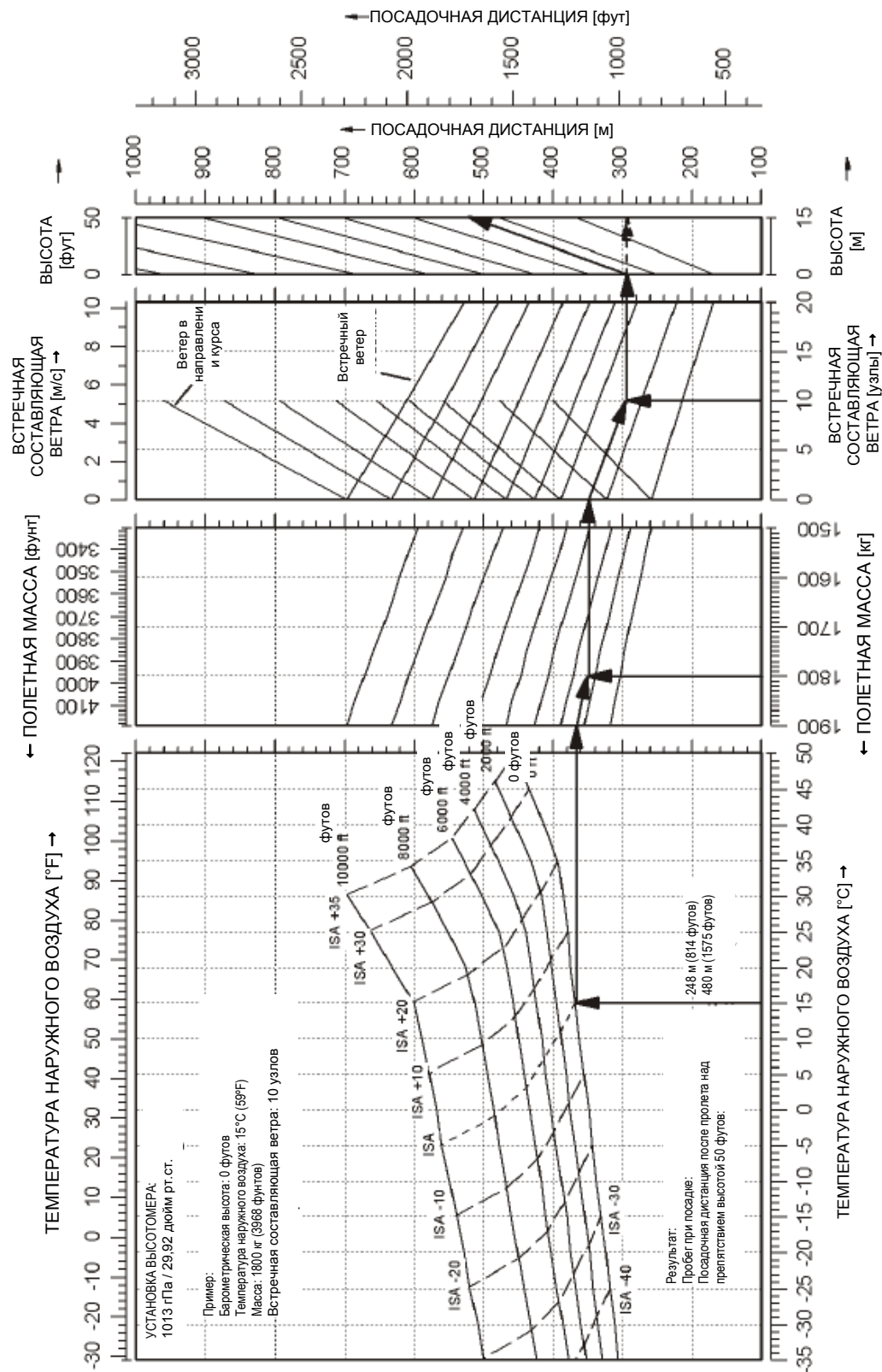
ПРИМЕЧАНИЕ

Для мокрого травяного покрытия или мягкого грунта дополнительно принять 10% увеличение пробега при посадке.

ПРИМЕЧАНИЕ

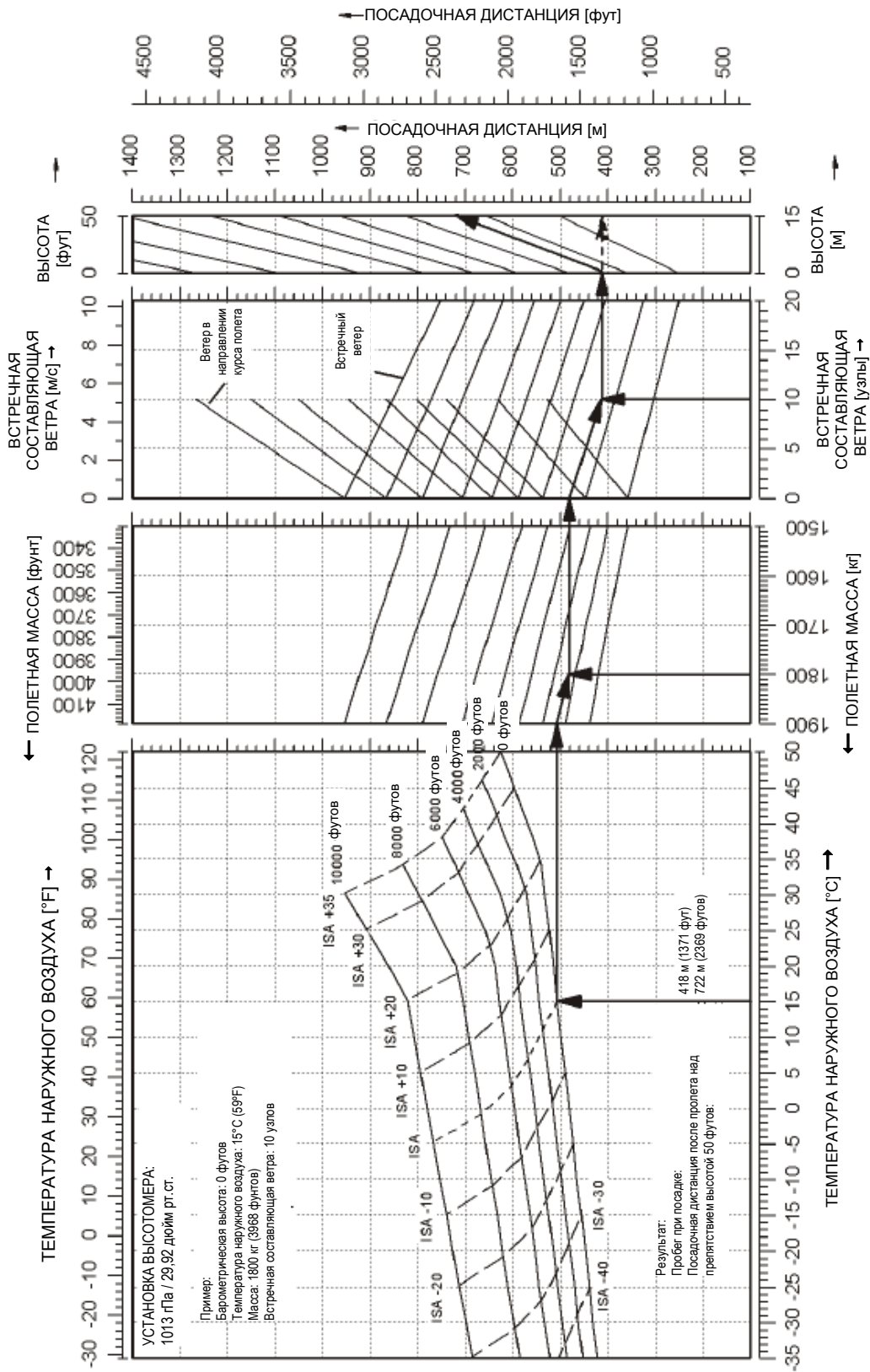
Наличие нисходящего уклона величиной 2% (2 м на 100 м или 2 фута на 100 футов) ведет к увеличению посадочной дистанции приблизительно на 10%. Влияние на пробег при посадке может быть еще более значительным.

DA 42 NG – ПОСАДОЧНАЯ ДИСТАНЦИЯ С ЗАКРЫЛКАМИ В ПОЛОЖЕНИИ LDG (посадка)



Условия: Закрылки: LDG (посадка), РУД: оба в положении IDLE (малый газ), ВПП: ровная, твердая, сухая поверхность, скорость захода на посадку: 84 узла (приборная)

DA 42 NG – ПОСАДОЧНАЯ ДИСТАНЦИЯ С ЗАКРЫЛКАМИ В НЕШТАТНОМ ПОЛОЖЕНИИ



Условия: Закрылки: UP (убраны) или APR (заход на посадку), РУД: оба в положении IDLE (малый газ), ВПП: ровная, твердая, сухая поверхность, скорость захода на посадку: 86 узлов (приборная)

5.3.11 ГРАДИЕНТ НАБОРА ВЫСОТЫ ПРИ УХОДЕ НА ВТОРОЙ КРУГ

Условия:

- РУД оба в положении MAX (максимум)
- Закрылки LDG (посадка)
- Шасси выпущено
- Воздушная скорость 84 узла (приборная)

**Значение для МСА на среднем уровне моря, при массе 1805 кг
(3979 фунтов)**

Постоянный градиент набора высоты	7,5% (соответствует углу набора высоты 4,3° или 612 фут/мин)
--------------------------------------	---

ПРИМЕЧАНИЕ

Допускается посадка с массой от 1805 кг (3979 фунтов) до 1900 кг (4189 фунтов). Такая посадка считается нештатной эксплуатационной процедурой.

**Значение для МСА на среднем уровне моря, при массе 1900 кг
(4189 фунтов)**

Постоянный градиент набора высоты	6,7% (соответствует углу набора высоты 3,8° или 547 фут/мин)
--------------------------------------	---

5.3.12 УТВЕРЖДЕННЫЕ ШУМОВЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИМаксимальная полетная масса 1900 кг (4189 фунтов)

ИКАО, Приложение 16, глава X, доп. 6 ... 78,0 дБ(А)

РАЗДЕЛ 6 ВЕСОВЫЕ И ЦЕНТРОВОЧНЫЕ ДАННЫЕ

6.1	ВВЕДЕНИЕ.....	6-2
6.2	БАЗОВАЯ ПЛОСКОСТЬ.....	6-3
6.3	ПРОТОКОЛ ВЗВЕШИВАНИЯ И ОПРЕДЕЛЕНИЯ ЦЕНТРОВКИ.....	6-4
6.4	ПОЛЕТНАЯ МАССА И ЦЕНТРОВКА.....	6-6
	6.4.1 ПЛЕЧО МОМЕНТА.....	6-8
	6.4.2 СХЕМА ЗАГРУЗКИ.....	6-9
	6.4.3 РАСЧЕТ ВАРИАНТА ЗАГРУЗКИ.....	6-10
	6.4.4 ДОПУСТИМЫЙ ДИАПАЗОН ЦЕНТРОВОК.....	6-12
	6.4.5 ДОПУСТИМЫЙ ДИАПАЗОН МОМЕНТОВ.....	6-14
6.5	ПЕРЕЧЕНЬ ОБОРУДОВАНИЯ И ПЕРЕЧЕНЬ УСТАНОВЛЕННОГО ОБОРУДОВАНИЯ.....	6-15

6.1 ВВЕДЕНИЕ

Для обеспечения летно-технических и пилотажных характеристик, указанных в настоящем Руководстве по летной эксплуатации, а также безопасности полетов, эксплуатация самолета должна осуществляться в пределах диапазона допустимых значений веса и центровки.

Пилот обязан контролировать вес и центровку самолета и не допускать превышения установленных пределов. При этом необходимо учитывать смещение центровки по мере выработки топлива. Информация о допустимом диапазоне центровки в полете приведена в разделе 2.

В этом разделе описывается порядок определения положения ЦТ при заданной полетной массе. Кроме того, приводится полный перечень оборудования, разрешенного к применению на данном самолете («Перечень оборудования»). Оборудование, помеченное как «установленное», входит в *Перечень установленного оборудования*.

Перед поставкой самолета на предприятии-изготовителе было произведено определение массы пустого самолета и соответствующей центровки. Эти данные приводятся в разделе 6.3 «ПРОТОКОЛ ВЗВЕШИВАНИЯ И ОПРЕДЕЛЕНИЯ ЦЕНТРОВКИ».

ПРИМЕЧАНИЕ

После изменения конфигурации установленного оборудования необходимо заново определить массу пустого самолета и соответствующую центровку путем расчетов или взвешиванием.

После ремонта или окраски необходимо заново определить массу пустого самолета и соответствующую центровку путем взвешивания.

Масса пустого самолета, центровка пустого самолета и момент при массе пустого самолета в Протоколе взвешивания и определения центровки должны быть заверены уполномоченными лицами.

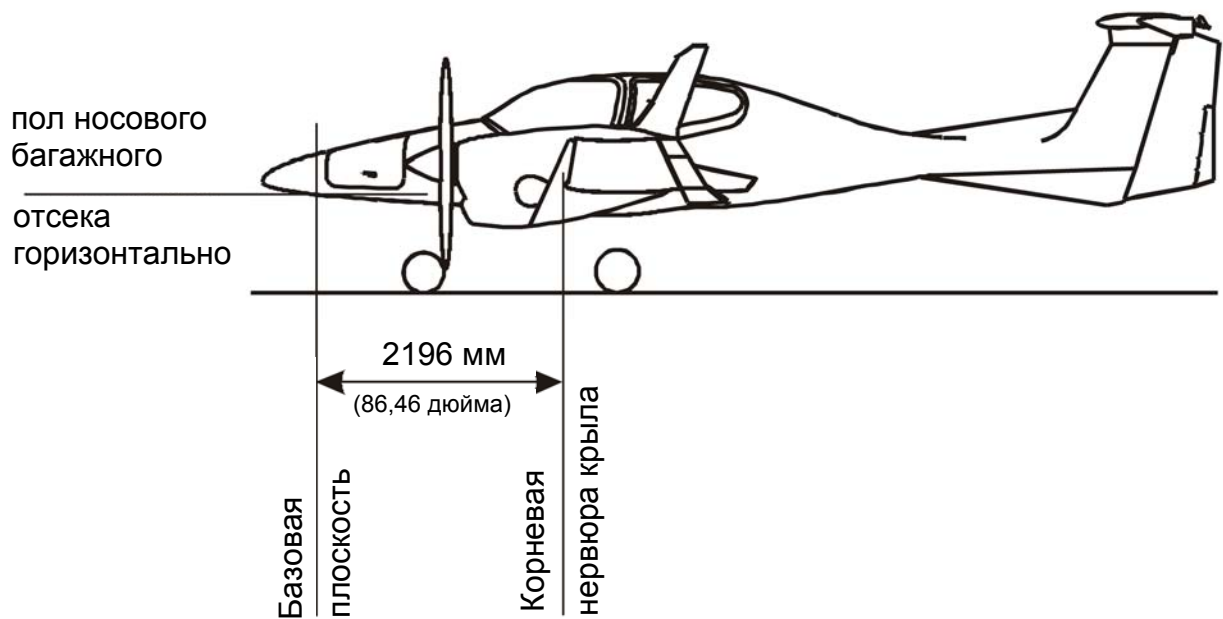
Весовые и центровочные данные

ПРИМЕЧАНИЕ

Порядок преобразования единиц СИ в единицы американской системы и обратно см. в разделе 1.6 «ЕДИНИЦЫ ИЗМЕРЕНИЯ».

6.2 БАЗОВАЯ ПЛОСКОСТЬ

Базовая плоскость (БП) – это плоскость, перпендикулярная продольной оси самолета, расположенная в передней части самолета по направлению его полета. Продольная ось самолета параллельна полу носового багажного отсека. Когда пол носового багажного отсека расположен горизонтально, базовая плоскость вертикальна. Базовая плоскость расположена на расстоянии 2,196 м (86,46 дюйма) впереди от крайней передней точки корневой нервюры крыла.



6.3 ПРОТОКОЛ ВЗВЕШИВАНИЯ И ОПРЕДЕЛЕНИЯ ЦЕНТРОВКИ

Масса пустого самолета и соответствующая центровка перед поставкой самолета вносятся в Протокол взвешивания и определения центровки (первые записи). Все изменения конфигурации установленного постоянного оборудования, все случаи ремонта самолета, влияющие на массу или центровку пустого самолета, должны регистрироваться в Протоколе взвешивания и определения центровки.

Для расчета полетной массы и соответствующей центровки (или момента) необходимо всегда пользоваться текущими значениями массы пустого самолета и соответствующей центровки (или момента), указанными в Протоколе взвешивания и определения центровки.

Состояние самолета для определения массы пустого самолета:

- Набор оборудования в соответствии с Перечнем установленного оборудования (см. раздел 6.5)
- Залиты следующие рабочие жидкости:
 - тормозная жидкость
 - гидравлическая жидкость (системы уборки шасси)
 - масло маслосистемы двигателя (2 x 7 л = 2 x 7,4 кварт)
 - охлаждающая жидкость (2 x 7,5 л = 2 x 7,93 кварт)
 - масло редуктора (2 x 2,1 л = 2 x 2,22 кварт)
 - неиспользуемый остаток топлива в основных топливных баках (2 x 1 ам. галл. = 2 x 3,79 л)
 - неиспользуемый остаток топлива в дополнительных топливных баках (при наличии дополнительных баков, 2 x 0,5 ам. галл. = 2 x 1,89 л)

ПРОТОКОЛ ВЗВЕШИВАНИЯ И ОПРЕДЕЛЕНИЯ ЦЕНТРОВКИ

DA 42 NG	Серийный №:	Изменение массы	Регистрация:	Стр.:	Текущая масса пустого самолета:					
					Увеличение (+)			Уменьшение (-)		
					Масса	Момент	Момент	Масса	Момент	Момент
Дата	Запись №:	Описание детали или модификации	Масса	Момент	Момент	Плечо момента	Масса	Момент	Момент	
										ПРИНЯТ НА ОБСЛ.
		При поставке								

6.4 ПОЛЕТНАЯ МАССА И ЦЕНТРОВКА

Приведенная в данном разделе информация позволит вам в ходе эксплуатации самолета DA 42 NG придерживаться установленных пределов веса и центровки. Для расчета полетной массы и соответствующей центровки необходимы следующие таблицы и номограммы:

6.4.1 ПЛЕЧО МОМЕНТА

6.4.2 СХЕМА ЗАГРУЗКИ

6.4.3 РАСЧЕТ ВАРИАНТА ЗАГРУЗКИ

6.4.4 ДОПУСТИМЫЙ ДИАПАЗОН ЦЕНТРОВОК

6.4.5 ДОПУСТИМЫЙ ДИАПАЗОН МОМЕНТОВ

Порядок пользования номограммами:

1. Взять массу пустого самолета и момент при массе пустого самолета, указанные в Протоколе взвешивания и определения центровки, вписать эти значения в соответствующие строки в графе «Ваш DA 42 NG» в таблице 6.4.3 «РАСЧЕТ ВАРИАНТА ЗАГРУЗКИ».
2. По показаниям индикаторов количества топлива определить количество топлива в основных топливных баках.
3. Определить количество топлива в дополнительных топливных баках (при наличии дополнительных топливных баков).

Для проверки отсутствия топлива в дополнительном топливном баке установить переключатели ELECT. MASTER (главный выключатель электрооборудования) и AUX PUMP (насос дополнительного бака) в положение ON (вкл.) и убедиться в появлении на основном пилотажном индикаторе (PFD) предупредительного сообщения L/R AUX FUEL E (левый/правый дополнительный топливный бак пуст).

Чтобы убедиться, что дополнительный топливный бак заправлен полностью, открыть заливную горловину дополнительного топливного бака и проверить уровень топлива.

При промежуточном уровне топлива в дополнительном топливном баке определить точное количество топлива невозможно. Следует по возможности перекачать все топливо в основной топливный бак, для чего установить переключатели ELECT. MASTER (главный выключатель электрооборудования) и AUX PUMP (насос дополнительного бака) в положение ON (вкл.) и оставить их в этом положении до появления на основном пилотажном индикаторе (PFD) предупредительного сообщения L/R AUX FUEL E (левый/правый дополнительный топливный бак пуст). Перед началом перекачки топлива необходимо заземлить самолет или запустить по крайней мере один двигатель. Перекачка топлива занимает не более 10 минут.

ВНИМАНИЕ

При использовании дополнительных баков оба бака заполнять до максимального уровня, чтобы обеспечить корректную индикацию количества топлива в дополнительных топливных баках для пилота.

Если дополнительные баки не используются, пилот обязан убедиться, что топливо в них отсутствует.

4. Для каждого варианта загрузки умножить значение массы на плечо момента, полученное произведение (момент) вписать в соответствующую графу в таблице 6.4.3 «РАСЧЕТ ВАРИАНТА ЗАГРУЗКИ».
5. Прибавить значения масс и моментов, указанные в соответствующих графах. Положение ЦТ рассчитывается путем деления суммарного момента на суммарную массу (строка 8 для состояния с пустыми топливными баками, строка 11 – для состояния перед взлетом). Полученное положение ЦТ должно находиться в установленных пределах.

В качестве иллюстрации значения суммарной массы и положения ЦТ показаны на номограмме 6.4.4 «ДОПУСТИМЫЙ ДИАПАЗОН ЦЕНТРОВОК». Номограмма позволяет убедиться в том, что текущая конфигурация самолета не выходит за допустимые пределы.

6. Графический способ:

Определение моментов производится по номограмме 6.4.2 «СХЕМА ЗАГРУЗКИ». Добавляются значения масс и моментов для отдельных вариантов загрузки. После этого по номограмме 6.4.5 «ДОПУСТИМЫЙ ДИАПАЗОН МОМЕНТОВ» определяется, находится ли суммарный момент, соответствующий суммарной массе, в пределах допустимого диапазона.

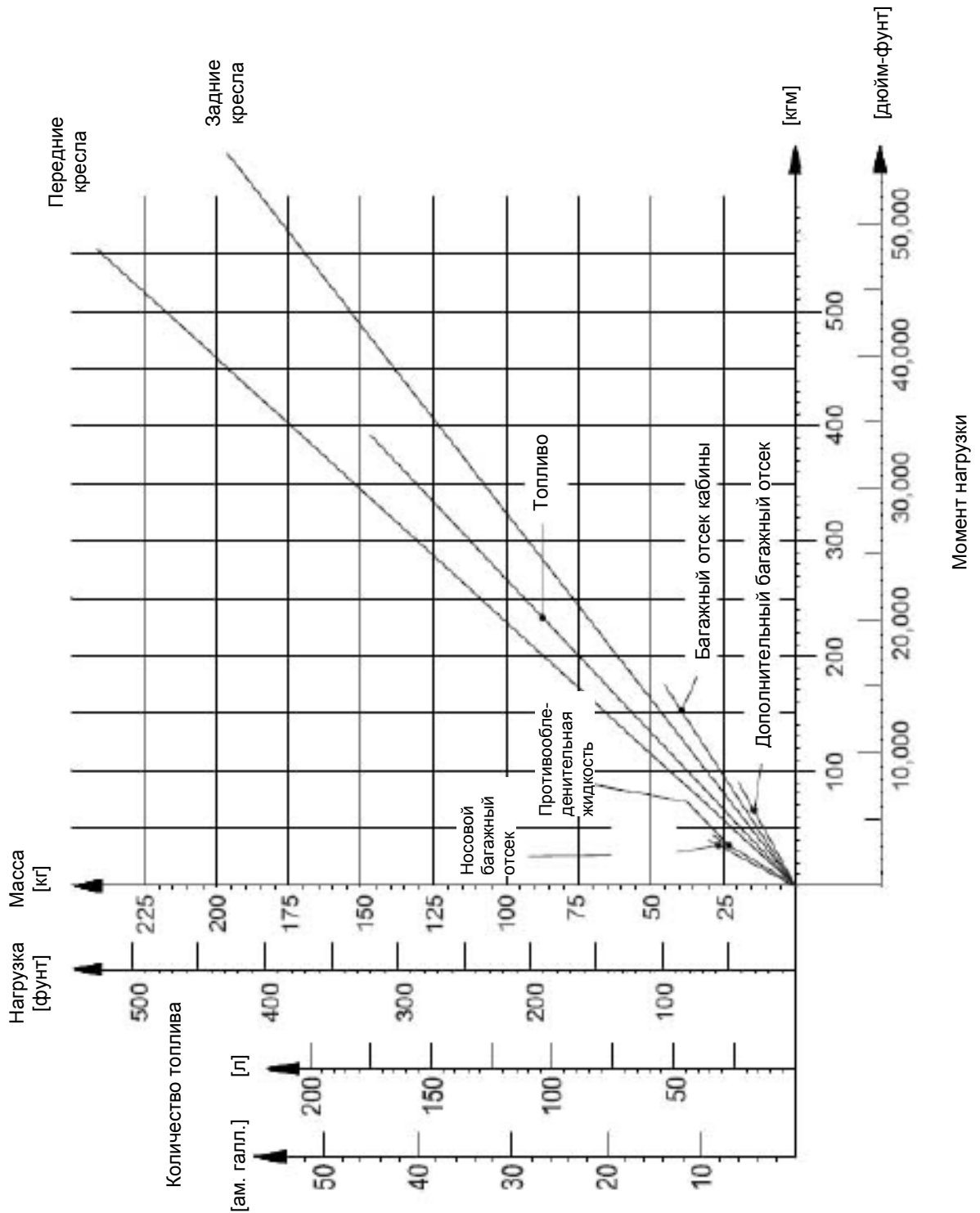
Результат определения момента графическим способом, однако, не обладает необходимой точностью. В сомнительных случаях результат необходимо проверить, пользуясь расчетным способом, приведенным выше.

6.4.1 ПЛЕЧО МОМЕНТА

Наиболее важные значений плеч сзади от базовой плоскости:

Описание		Плечо	
		[м]	[дюйм]
Пилот и пассажир в передних креслах		2,30	90,6
Пассажиры в задних креслах		3,25	128,0
Топливо	в основных баках	2,63	103,5
	в дополнительных баках	3,20	126,0
Противообледенительная жидкость (при наличии соответствующего оборудования, рек. ОАМ 42-053 или ОАМ 42-054)		1,00	39,4
Багаж в отсеках	носовой	0,60	23,6
	кабины	3,89	153,1
	дополнительный	4,54	178,7

6.4.2 **СХЕМА ЗАГРУЗКИ**



6.4.3 РАСЧЕТ ВАРИАНТА ЗАГРУЗКИ

ПРИМЕЧАНИЕ

Если установлена дополнительная противообледенительная система (ОАМ 42-053), необходимо учитывать следующее:

По мере выработки топлива положение ЦТ смещается вперед. По мере расходования противообледенительной жидкости положение ЦТ смещается назад. В зависимости от расхода топлива и противообледенительной жидкости общее смещение положения ЦТ может быть как положительным, так и отрицательным. Чтобы рассмотреть все возможные случаи, следующую таблицу необходимо заполнить дважды: с учетом (как показано в примере) и без учета количества противообледенительной жидкости на борту. Все четыре положения ЦТ (с полным/пустым топливным баком, с полным/пустым баком противообледенительной жидкости) должны находиться в пределах допустимого диапазона.

1. Заполнить таблицу, приведенную на следующей странице.
2. Разделить значения суммарных моментов, указанные в строках 8 и 11, на соответствующие значения суммарной массы для получения положений ЦТ.

В нашем пустые 3958,7 кгм / 1655,5 кг = 2,391 м

примере: баки: 343 717 дюйм-фунт / 3651,0 фунт = 94,14 дюйма

полные 4645,7 кгм / 1898,5 кг = 2,447 м

баки: 403 356 дюйм-фунт / 4187,0 фунтов = 96,335 дюйма

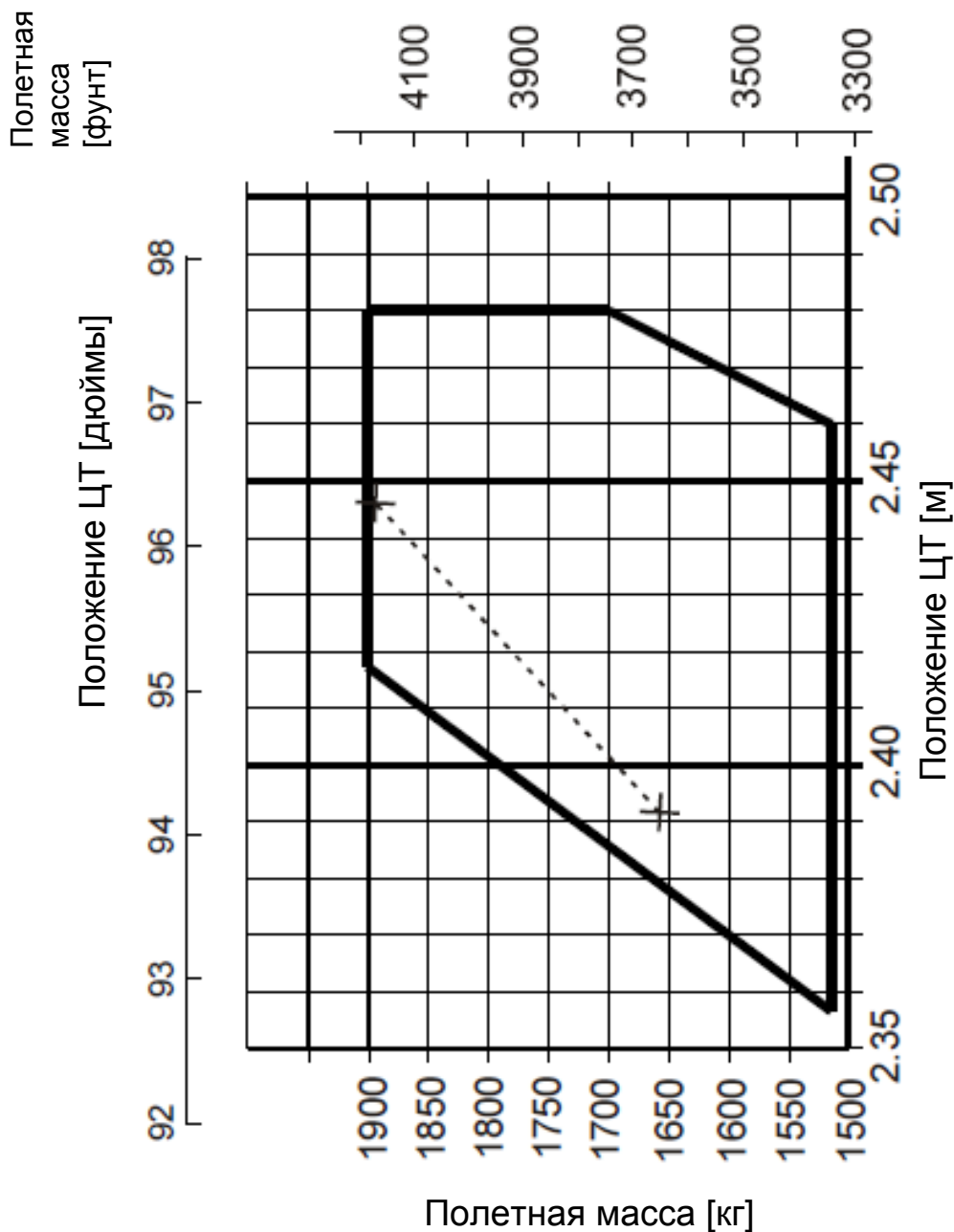
3. Найти полученные значения на номограмме в разделе 6.4.4 «ДОПУСТИМЫЙ ДИАПАЗОН ЦЕНТРОВОК». Если положения ЦТ и значения соответствующих масс находятся в допустимых пределах, вариант загрузки является допустимым.

В нашем примере показаны допустимые варианты загрузки.

РАСЧЕТ ВАРИАНТА ЗАГРУЗКИ	DA 42 NG (пример)		Ваш DA 42 NG	
	Масса [кг] [фунт]	Момент [кгм] [дюйм-фунт]	Масса [кг] [фунт]	Момент [кгм] [дюйм-фунт]
1. Масса пустого самолета (указанная в Протоколе взвешивания и определения центровки)	1450 3 197	3488,0 302 747		
2. Передние кресла Плечо: 2,30 м (90,6 дюйма)	160 353	368,0 31 982		
3. Задние кресла Плечо: 3,25 м (128,0 дюймов)	0 0	0,0 0		
4. Носовой багажный отсек Плечо: 0,60 м (23,6 дюйма)	0 0	0,0 0		
5. Багажный отсек в кабине Плечо: 3,89 м (153,1 дюйма)	10 22	38,9 3 368		
6. Дополнительный багажный отсек Плечо: 4,54 м (178,7 дюйма)	8 18	36,3 3 217		
7. Противообледенительная жидкость (если установлен соотв. бак; см. ПРИМЕЧАНИЕ на предыдущей странице) (1,1 кг/л) (9,2 фунт/ам. галл.) Плечо: 1,00 м (39,4 дюйма)	27,5 61	27,5 2 403		
8. Суммарная масса и суммарный момент с пустыми топливными баками (сумма пп. 1–7)	1655,5 3651	3958,7 343 717		
9. Расходуемое топливо, основные баки (0,84 кг/л) (7,01 фунт/ам. галл.) Плечо: 2,63 м (103,5 дюйма)	159 351	418,2 36 329		
10. Расходуемое топливо, дополнительные баки (если установлены) (0,84 кг/л) (7,01 фунт/ам. галл.) Плечо: 3,20 м (126,0 дюймов)	84 185	268,8 23 310		
11. Суммарная масса и суммарный момент с топливом и противообледенительной жидкостью (сумма пп. 8–10)	1898,5 4187	4645,7 403 356		

Положения ЦТ на следующих номограммах показаны для примера, приведенного в разделе 6.4.3 «РАСЧЕТ ВАРИАНТА ЗАГРУЗКИ», строки 8 и 11.

6.4.4 ДОПУСТИМЫЙ ДИАПАЗОН ЦЕНТРОВОК



Положение центра тяжести в полете должно находиться в следующих пределах:

Крайнее переднее положение ЦТ для полета:

На 2,357 м (92,80 дюйма) сзади базовой плоскости при массе 1510 кг (3329 фунтов)

На 2,418 м (95,20 дюйма) сзади базовой плоскости при максимальной взлетной массе (см. раздел 2.7)

в указанных пределах линейное изменение положения

Крайнее заднее положение ЦТ для полета:

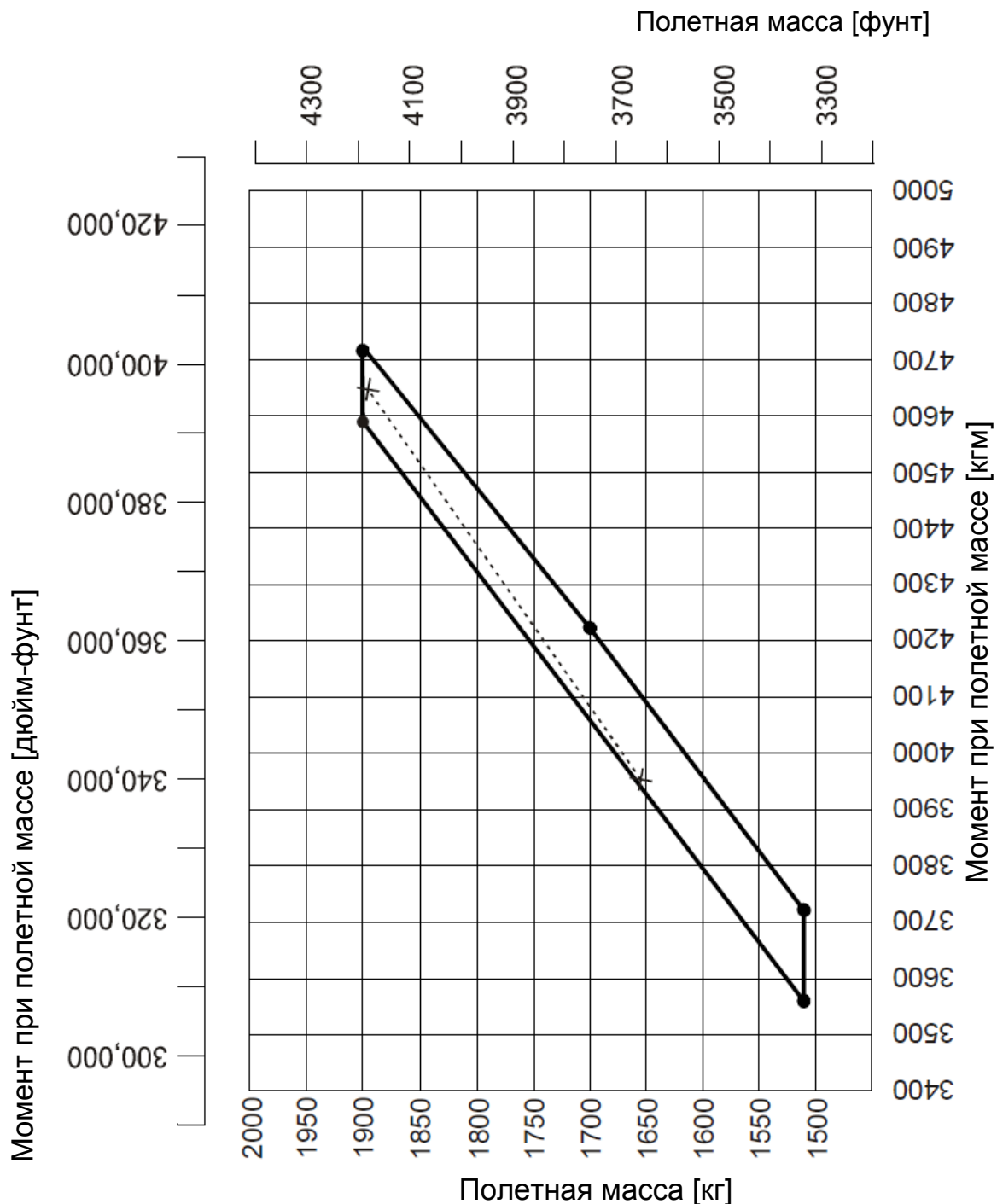
На 2,460 м (96,85 дюйма) сзади базовой плоскости при массе 1510 кг (3329 фунтов)

На 2,480 м (97,64 дюйма) сзади базовой плоскости при массе 1700 кг (3748 фунтов)

На 2,480 м (97,64 дюйма) сзади базовой плоскости при максимальной взлетной массе (см. раздел 2.7)

в указанных пределах линейное изменение положения

6.4.5 ДОПУСТИМЫЙ ДИАПАЗОН МОМЕНТОВ



Значения моментов при полетной массе на номограмме показаны для примера, приведенного в таблице 6.4.3 (а) «РАСЧЕТ ВАРИАНТА ЗАГРУЗКИ», строки 8 и 11.

6.5 ПЕРЕЧЕНЬ ОБОРУДОВАНИЯ И ПЕРЕЧЕНЬ УСТАНОВЛЕННОГО ОБОРУДОВАНИЯ

В приведенном ниже *Перечне оборудования* перечислено все оборудование, разрешенное к установке на самолете DA 42 NG.

ПРИМЕЧАНИЕ

Не допускается установка оборудования из приведенного ниже перечня в любой произвольной конфигурации. Перед демонтажом и установкой оборудования, за исключением замены деталей аналогичными, необходимо проконсультироваться с изготовителем самолета.

Напротив оборудования, установленного на вашем самолете, в соответствующей графе сделана отметка. Оборудование, помеченное как «установленное», входит в *Перечень установленного оборудования*.

Серийный № самолета:		Регистрация:		Дата:		Масса		Плечо	
Описание	Тип	Номер детали	Изготовитель	Сер. №		фунт	кг	дюйм	м
ОХЛАЖДЕНИЕ БРЭО									
Вентилятор охлаждения БРЭО	SAFE 328	305 467-00	Sandia Aerospace						
Вентилятор охлаждения основного пилотажного индикатора (PFD)	SAFE 128	305 468-00	Sandia Aerospace						
Вентилятор охлаждения многофункционального индикатора (MFD)	SAFE 128	305 468-00	Sandia Aerospace						
СИСТЕМА АВТОПИЛОТА									
Сервомеханизм управления по тангажу	GSA 81	011-00878-00	Garmin						
Узел крепления сервомеханизма управления по тангажу	GSM 85	011-00894-07	Garmin						
Сервомеханизм управления по крену	GSA 81	011-00878-00	Garmin						
Узел крепления сервомеханизма управления по крену	GSM 85	011-00894-07	Garmin						
Сервомеханизм управления балансировкой	GSA 81	011-00878-00	Garmin						
Узел крепления сервомеханизма управления балансировкой	GSM 85	011-00894-04	Garmin						
Сервомеханизм управления по рысканию	GSA 80	011-00877-00	Garmin						
Узел крепления сервомеханизма управления по рысканию	GSM 85	011-00894-08	Garmin						
Ручка управления		DA4-2213-12-90	Diamond Aircraft						
Переключатель режима совмещенного управления (CWS)		031-00514-0000	Bendix/King						
Выключатель автопилота дисковый		031-00428-0000	Bendix/King						
Выключатель балансировки в сборе		200-09187-0000	Bendix/King						
ЭЛЕКТРОПИТАНИЕ									
Главная аккумуляторная батарея	RG24-15(M)		Concorde						
Резервная батарея		D60-2560-91-00	Diamond Aircraft						

Серийный № самолета:		Регистрация:		Дата:		Масса		Плечо	
Описание	Тип	Номер детали	Изготовитель	Сер. №		фунт	кг	дюйм	м
Резервная аккумуляторная батарея левого блока управления двигателем (2 шт.)	LC-R127R2P		Panasonic						
Резервная аккумуляторная батарея правого блока управления двигателем (2 шт.)	LC-R127R2P		Panasonic						
Разъем аэродромного питания		DA4-2443-10-00	Diamond Aircraft						
ОБОРУДОВАНИЕ									
Ремень безопасности пилота	Серия 5-01-()	5-01-1C0710	Schroth			2,110	0,960	92,520	2,350
Ремень безопасности второго пилота	Серия 5-01-()	5-01-1C5710	Schroth			2,110	0,960	92,520	2,350
Ремень безопасности левого пассажира	Серия 5-01-()	5-01-1B5710	Schroth			2,250	1,020	126,800	3,220
Ремень безопасности правого пассажира	Серия 5-01-()	5-01-1B0710	Schroth			2,250	1,020	126,800	3,220
Ремень безопасности пилота	Серия 5-01-()	5-01-2G0710	Schroth			2,110	0,960	92,520	2,350
Ремень безопасности второго пилота	Серия 5-01-()	5-01-2G5710	Schroth			2,110	0,960	92,520	2,350
Ремень безопасности левого пассажира	Серия 5-01-()	5-01-2H5710	Schroth			2,250	1,020	126,800	3,220
Ремень безопасности правого пассажира	Серия 5-01-()	5-01-2H0710	Schroth			2,250	1,020	126,800	3,220
Ремень безопасности пилота	Серия 5-01-()	5-01-2G0701	Schroth			2,110	0,960	92,520	2,350
Ремень безопасности второго пилота	Серия 5-01-()	5-01-2G5701	Schroth			2,110	0,960	92,520	2,350
Ремень безопасности левого пассажира	Серия 5-01-()	5-01-2H5701	Schroth			2,250	1,020	126,800	3,220
Ремень безопасности правого пассажира	Серия 5-01-()	5-01-2H0701	Schroth			2,250	1,020	126,800	3,220
	ME406	453-6603-	Artex			2,06	0,93	179,700	4,565
Дистанционный переключатель аварийного приводного передатчика		345-6196-04	Artex						
Антенна аварийного приводного передатчика		110-338	Artex			0,470	0,213	152,800	3,880
Зуммер		452-6505	Artex						

Серийный № самолета:		Регистрация:		Дата:		Масса		Плечо	
Описание	Тип	Номер детали	Изготовитель	Сер. №		фунт	кг	дюйм	м
АВАРИЙНО-СПАСАТЕЛЬНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ									
Огнетушитель		HAL 1	AIR Total						
Комплект первой помощи									
ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ									
Исполнительный механизм управления закрылками в сборе		43055	Krutz						
Датчик подъемной силы		C-99701-1	Safe Flight Instr.						
Зуммер предупреждения о сваливании	Серия SC	SC 628 ND	Mallory						
Переменный ограничитель руля высоты		D64-2733-12-00	Diamond Aircraft						
ГИДРАВЛИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ									
Насосный агрегат с двигателем		X11-0001-00-00.00R0	Hydraulik Mayer						
Бак гидравлической жидкости		X11-0002-00-00.00R0	Hydraulik Mayer						
Блок гидравлического управления		X11-0003-00-00.00R0	Hydraulik Mayer						
Фильтр высокого давления		X11-0004-00-00.00R0	Hydraulik Mayer						
Гидроаккумулятор		X11-0005-00-00.00R0	Hydraulik Mayer						
Гидроцилиндр основной опоры шасси		X11-0006-00-00.00/1R0	Hydraulik Mayer						
Гидроцилиндр основной опоры шасси		X11-0006-00-00.00/1R0	Hydraulik Mayer						
Гидроцилиндр носовой опоры шасси		X11-0006-00-00.00/2R0	Hydraulik Mayer						
Гидроцилиндр носовой опоры шасси		B60-9029-03-01_1	Hydraulik Mayer						
Главный тормозной цилиндр (2 шт.)		10-54A	Cleveland						
Кран стояночного тормоза		60-5B	Cleveland						
Тормоз в сборе		30-239A	Cleveland						

Серийный № самолета:		Регистрация:		Дата:		Масса		Плечо	
Описание	Тип	Номер детали	Изготовитель	Сер. №		фунт	кг	дюйм	м
СИСТЕМА ИНДИКАЦИИ И РЕГИСТРАЦИИ ДАННЫХ									
Основной пилотажный индикатор (PFD)	GDU 1040	011-00972-03	Garmin			6,400	2,900	70,080	1,780
Многофункциональный индикатор (MFD)	GDU 1045	011-01079-00	Garmin			6,400	2,900	70,080	1,780
ШАССИ									
Основная опора шасси левая		D60-3217-11-00	Diamond Aircraft						
Основная опора шасси правая		D60-3217-12-00	Diamond Aircraft						
Носовая опора шасси		D60-3223-10-00	Diamond Aircraft						
Сигнализация шасси	Серия SC	SC 628 NDP	Mallory						
СВЕТОТЕХНИЧЕСКОЕ ОБОРУДОВАНИЕ									
Светильник для чтения карт в сборе		W1461.0.010	Rivoret						
Светильник освещения кабины		W1461.0.010	Rivoret						
Проблесковый / аэронавигационный огонь в сборе левый	A600-PR-D-28	01-0790006-05	Whelen			0,800	0,363	103,800	2,638
Проблесковый / аэронавигационный огонь в сборе правый	A600-PG-D-28	01-0790006-07	Whelen			0,800	0,363	103,800	2,638
Блок питания проблесковых огней левого/правого	A490ATS-CF-14/28	01-0770062-05	Whelen						
Рулежная фара	Xenon D1S		Aero Vision Int.			0,990	0,449	79,920	2,030
Блок питания рулежной фары	XV1-28		Aero Vision Int.			0,880	0,400	82,290	2,090
Посадочная фара	Xenon D1S		Aero Vision Int.			0,990	0,449	79,920	2,030
Блок питания посадочной фары	XV1-28		Aero Vision Int.			0,880	0,400	82,290	2,090
Лампа козырька в сборе		DA4-3311-10-02	Diamond Aircraft						
Инвертор лампы козырька		APVL328-4-1-L-5QF	Quantaflex						
Инвертор питания трафаретов		APVL328-4-1-L-15QF	Quantaflex						

Серийный № самолета:		Регистрация:		Дата:		Масса		Плечо	
Описание	Тип	Номер детали	Изготовитель	Сер. №		фунт	кг	дюйм	м
СВЯЗЬ / НАВИГАЦИЯ									
Антенна СОММ 1	DMC63-1/A		DM			0,400	0,180	177,100	4,500
Антенна СОММ 2	DMC63-2		DM			0,400	0,180	155,100	3,940
Пульт управления звуковой сигнализацией / маркерным радиомаяком / системой внутренней связи	GMA1347	011-00809-00	Garmin						
Гарнитура пилота	Echelon 100		Telex						
Гарнитура пилота	HMEC25-KAP-2	025-230-715	Sennheiser						
Гарнитура второго пилота	Echelon 100		Telex						
Гарнитура второго пилота	HMEC25-KAP-2	025-230-715	Sennheiser						
Гарнитура левого пассажира	Echelon 100		Telex						
Гарнитура левого пассажира	HMEC25-KAP-2	025-230-715	Sennheiser						
Гарнитура правого пассажира	Echelon 100		Telex						
Гарнитура правого пассажира	HMEC25-KAP-2	025-230-715	Sennheiser						
Динамик	FRS8 / 4 Ом		Visaton						
Ручной микрофон	100 TRA	62800-001	Telex						
Приемник полного и статического давления с обогревом	AN5814-2	PST-305	Aeroinstruments						
Кран резервного приемника статического давления		DA4-3111-51-00	Diamond Aircraft						
Высотомер резервный		5934PD-3	United Instruments			0,496	0,225	70,080	1,780
Высотомер резервный		1120.23B2X	Mikrotechna						
Указатель воздушной скорости резервный	8030	8030-B.884	United Instruments			0,680	0,308	70,080	1,780
Авиагоризонт резервный	4300	4300-206	Mid Continent Instr.			2,500	1,134	70,080	1,780
Цифровая система воздушных параметров	GDC74A	011-00882-00	Garmin			1,690	0,770	70,080	1,780
Цифровая система воздушных параметров	GDC 74A	011-00882-00	Garmin			1,690	0,770	70,080	1,780

Серийный № самолета:		Регистрация:		Дата:		Масса		Плечо	
Описание	Тип	Номер детали	Изготовитель	Сер. №		фунт	кг	дюйм	м
Интегрированный блок БРЭО 1	GIA 63W	011-00781-01	Garmin			5,290	2,400	154,900	3,935
Интегрированный блок БРЭО 2	GIA 63W	011-00781-01	Garmin			5,290	2,400	154,900	3,935
	GTX 33	011-00779-10	Garmin			3,100	1,410	153,100	3,890
	GRS 77	011-00868-10	Garmin			2,800	1,270	154,900	3,935
Магнитометр	GMU 44	011-00870-00	Garmin			0,350	0,160	103,800	2,638
Антенна приемников VOR / LOC / наземной станции	CI 157P		Comant						
Разветвитель на 2 приемника VOR / 2 приемника сигнала наземной станции	CI 1125		Comant						
Антенна приемников VOR / LOC / наземной станции левая	CI120-1		Comant						
Антенна приемников VOR / LOC / наземной станции правая	CI120-1		Comant						
Сумматор мощностей передатчиков VOR / LOC / связи с наземной станцией	CI120-3		Comant						
Антенна ответчика		071-00221-0010	Bendix/King						
Антенна маркерного приемника	CI 102		Comant						
Антенна GPS 1	GA 36	013-10040-01	Garmin			0,470	0,210	104,100	2,645
Антенна GPS 2	GA 36	013-10040-01	Garmin			0,470	0,210	104,100	2,645
Дальномерное оборудование	KN 63	066-1070-01	Bendix/King			2,80	1,270	141,100	3,580
Антенна DME	KA	071-00221-0010	Bendix/King						
Приемник APK	RA 3502-(01)	0505.757-912	Becker			2,20	1,00	155,500	3,950
Преобразователь APK / PMI	AC 3504-(01)	0856.010-912	Becker			1,65	0,750	165,400	4,200
Антенна APK	AN 3500	0832.601-912	Becker			3,75	1,700	133,900	3,400
Грозоотметчик	WX-500	805-11500-001	L-3 (Goodrich)			2,50	1,130	140,100	3,560
Антенна грозоотметчика	NY-163	805-10930-001	L-3 (Goodrich)			0,840	0,380	280,700	7,130
Блок обработки данных системы информирования о ВД (TAS)	TAS 600	70-2420-x TAS600	Avidyne/Ryan						
Блок обработки данных системы информирования о ВД (TAS)	TAS 610	70-2420-x TAS610	Avidyne/Ryan			6,800	3,100	164,300	4,175
Блок обработки данных системы информирования о ВД (TAS)	TAS 620	70-2420-x TAS620	Avidyne/Ryan						
Блок обработки данных системы информирования о ВД (TAS)	9900BX	70-2420-x	Avidyne/Ryan						

Серийный № самолета:		Регистрация:		Дата:		Масса		Плечо	
Описание	Тип	Номер детали	Изготовитель	Сер. №		фунт	кг	дюйм	м
Блок согласования ответчика		70-2040	Avidyne/Ryan			0,500	0,230	197,600	5,020
Антенна системы информирования о ВД (TAS) верхняя		S72-1750-31L	Sensor Systems			0,660	0,298	164,800	4,188
Антенна системы информирования о ВД (TAS) нижняя		S72-1750-32L	Sensor Systems			0,750	0,340	104,300	2,650
Блок обработки данных канала передачи данных	GDL69A	011-00987-00	Garmin			1,86	0,840	159,400	4,050
Антенна спутникового приемника и приемника метеосводок GDL	GA 37	013-01032-00	Garmin						
Фильтр ЭМП левый		D64-3454-10-00	Diamond Aircraft						
Фильтр ЭМП правый		D64-3454-10-00	Diamond Aircraft						
КИСЛОРОДНАЯ СИСТЕМА									
Баллон кислородный (пустой)		1270152-2	Aerox			7,400	3,357	32,280	0,820
Коллектор с одним выходом левый		4110-401-2	Aerox			0,230	0,104	69,690	1,770
Коллектор с одним выходом правый		4110-401-2	Aerox			0,230	0,104	69,690	1,770
Коллектор с двумя выходами		4110-400-2	Aerox			0,420	0,191	109,300	2,775
Регулятор давления кислорода		4110-110	Aerox			0,740	0,336	21,260	0,540
Заполнительный блок		4110-405	Aerox			0,540	0,245	28,150	0,715
Манометр		4110-490	Aerox			0,110	0,050	70,080	1,780
ДВИГАТЕЛЬ									
Левый двигатель		E4B-00-000-000	Austro						
Правый двигатель		E4B-00-000-000	Austro						
Блок управления левым двигателем	EECU-E4-01	E4A-92-100-000 Iss: 02()	Austro Engine						
Блок управления правым двигателем	EECU-E4-01	E4A-92-100-000 Iss: 02()	Austro Engine						
Программное обеспечение блока управления двигателем		См. Эксплуатационный бюллетень DAI MSB-42NG-002	Austro Engine						

Серийный № самолета:		Регистрация:		Дата:		Масса		Плечо	
Описание	Тип	Номер детали	Изготовитель	Сер. №		фунт	кг	дюйм	м
<i>СИСТЕМА ЗАПУСКА ДВИГАТЕЛЕЙ</i>									
Блок управления мощностью свечи зажигания левый/правый		E4A-94-200-000							
Стартер левый/правый		E4A-93-000-000							
<i>ЭЛЕКТРОПИТАНИЕ</i>									
Генератор постоянного тока левый		E4A-91-000-000	Austro Engine						
Генератор постоянного тока правый		E4A-91-000-000	Austro Engine						
Регулятор левого генератора постоянного тока		E4A-91-000-000	Austro Engine						
Регулятор правого генератора постоянного тока		E4A-91-000-000	Austro Engine						
<i>ТОПЛИВНЫЕ НАСОСЫ ДВИГАТЕЛЕЙ</i>									
Топливные насосы левого двигателя (2 шт.)		0-580-054-001	Bosch						
Топливные насосы правого двигателя (2 шт.)		0-580-054-001	Bosch						
<i>СИСТЕМА ПОЖАРНОЙ СИГНАЛИЗАЦИИ ДВИГАТЕЛЯ</i>									
Датчик перегрева левого двигателя		X 2003-2	Control Products, Inc.						
Датчик перегрева правого двигателя		X 2003-2	Control Products, Inc.						
<i>СИСТЕМА ИНДИКАЦИИ ПАРАМЕТРОВ ДВИГАТЕЛЯ</i>									
Блок сбора и обработки данных о параметрах двигателя и планера	GEA 71	011-00831-00	Garmin						

Серийный № самолета:		Регистрация:		Дата:		Масса		Плечо	
Описание	Тип	Номер детали	Изготовитель	Сер. №		фунт	кг	дюйм	м
ВОЗДУШНЫЙ ВИНТ									
Воздушный винт левый	MTV-6-R-C-F/CF187-129		mt-propeller						
Воздушный винт правый	MTV-6-R-C-F/CF187-129		mt-propeller						
Аккумулятор расфлюгирования левый		X11-0007-00-00	Hydraulik Mayer						
Аккумулятор расфлюгирования правый		X11-0007-00-00	Hydraulik Mayer						
Аккумулятор расфлюгирования левый		P-893	mt-propeller						
Аккумулятор расфлюгирования правый		P-893	mt-propeller						
Регулятор оборотов левого воздушного винта		P-877-16	mt-propeller						
Регулятор оборотов правого воздушного винта		P-877-16	mt-propeller						
СИСТЕМА ТОПЛИВНЫХ БАКОВ									
Датчик уровня топлива левый внутренний в сборе		D60-2817-13-00_1	Diamond Aircraft						
Датчик уровня топлива правый внутренний в сборе		D60-2817-13-00_1	Diamond Aircraft						
Датчик уровня топлива левый наружный в сборе		D60-2817-14-00_1	Diamond Aircraft						
Датчик уровня топлива правый наружный в сборе		D60-2817-14-00_1	Diamond Aircraft						
Резервные средства индикации количества топлива		D60-2817-90-00	Diamond Aircraft						
ВСПОМОГАТЕЛЬНАЯ СИСТЕМА ПОДАЧИ ТОПЛИВА									
Топливный насос левого дополнительного бака		5100-09	Dukes			1,940	0,878	151,400	3,846
Топливный насос правого дополнительного бака		5100-09	Dukes			1,940	0,878	151,400	3,846

Серийный № самолета:		Регистрация:		Дата:		Масса		Плечо	
Описание	Тип	Номер детали	Изготовитель	Сер. №		фунт	кг	дюйм	м
Обратный клапан левого дополнительного бака		X11-0013-00-00.00	Hydraulik Mayer						
Обратный клапан правого дополнительного бака		X11-0013-00-00.00	Hydraulik Mayer						
Фильтр топливной магистрали левого дополнительного бака		QA03152	Pall Aerospace						
Фильтр топливной магистрали правого дополнительного бака		QA03152	Pall Aerospace						
Электромагнитный клапан магистрали левого дополнительного бака		VE 131,4 GV	Parker						
Электромагнитный клапан магистрали правого дополнительного бака		VE 131,4 GV	Parker						
ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНАЯ СИСТЕМА									
Перфорированная панель, консольная часть левого крыла		12102-21	CAV Aerospace						
Перфорированная панель, консольная часть правого крыла		12102-22	CAV Aerospace						
Перфорированная панель левая центроплана		12102-23	CAV Aerospace						
Перфорированная панель правая центроплана		12102-24	CAV Aerospace						
Перфорированная панель левая хвостового горизонтального оперения		12102-25	CAV Aerospace						
Перфорированная панель правая хвостового горизонтального оперения		12102-26	CAV Aerospace						
Перфорированная панель вертикального хвостового оперения		12102-27	CAV Aerospace						
Перфорированная панель, консольная часть левого крыла		12102-31	CAV Aerospace						
Перфорированная панель, консольная часть правого крыла		12102-32	CAV Aerospace						
Перфорированная панель левая центроплана		12102-33	CAV Aerospace						
Перфорированная панель правая центроплана		12102-34	CAV Aerospace						
Перфорированная панель левая хвостового горизонтального оперения		12102-35	CAV Aerospace						

Серийный № самолета:		Регистрация:		Дата:		Масса		Плечо	
Описание	Тип	Номер детали	Изготовитель	Сер. №		фунт	кг	дюйм	м
Перфорированная панель правая хвостового горизонтального оперения		12102-36	CAV Aerospace						
Перфорированная панель вертикального хвостового оперения		12102-37	CAV Aerospace						
Фильтр грубой очистки входной		12121-02	CAV Aerospace						
Распылитель		12124-10	CAV Aerospace						
Дозирующий насос 1		9513A-386	CAV Aerospace			4,180	1,896	40,160	1,020
Дозирующий насос 2		9513A-386	CAV Aerospace			4,180	1,896	40,160	1,020
Бак противообледенительной жидкости		D60-3013-24-50	Diamond Aircraft			8,140	3,692	38,390	0,975
Фильтр 1 в сборе		D60-3013-11-90	Diamond Aircraft			0,680	0,308	40,160	1,020
Фильтр 2 в сборе		D60-3013-11-90	Diamond Aircraft			0,680	0,308	40,160	1,020
Клапан электромагнитный		FV158H-28V	CAV Aerospace			0,870	0,395	40,160	1,020
Клапан электромагнитный		FV158H-28V	CAV Aerospace			0,870	0,395	40,160	1,020
Реле-сигнализатор высокого давления		P041ED850	CAV Aerospace						
Дозатор (левая гондола)		PU300DW142	CAV Aerospace						
Дозатор (правая гондола)		PU300DW142	CAV Aerospace						
Кронштейн задний в сборе		12132-03	CAV Aerospace			1,070	0,485	278,700	7,080
Насос 1 подачи жидкости на лобовое стекло		WP209A	CAV Aerospace			0,650	0,295	40,160	1,020
Насос 2 подачи жидкости на лобовое стекло		WP209A	CAV Aerospace			0,650	0,295	40,160	1,020
Блок управления противообледенительной системой		DAI-9030-00-01	Diamond Aircraft						
РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ			Diamond Aircraft						

Место: _____

Дата: _____

Подпись: _____

Страница намеренно оставлена пустой.

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 бодуеновской оболочке. Усилия на руле направления можно балансировать при помощи триммера руля направления, который также приводится в действие тросом в бодуеновской 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, ОАМ 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.

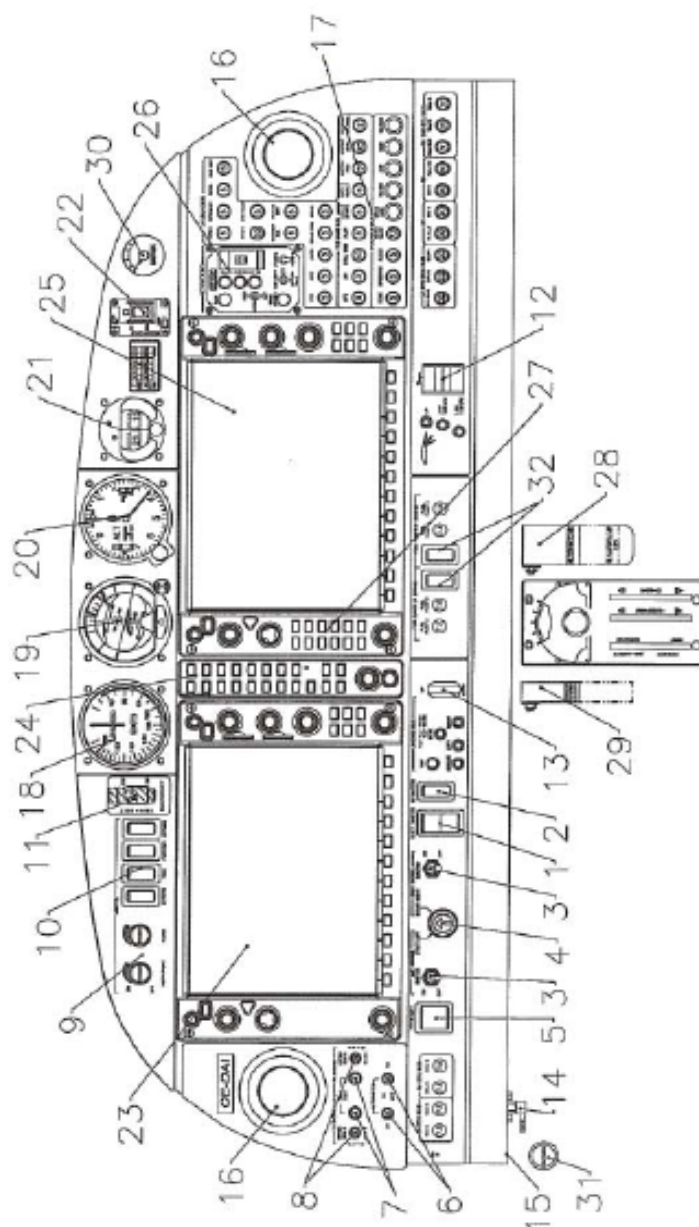
Смещение назад:

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 противообледенительной 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

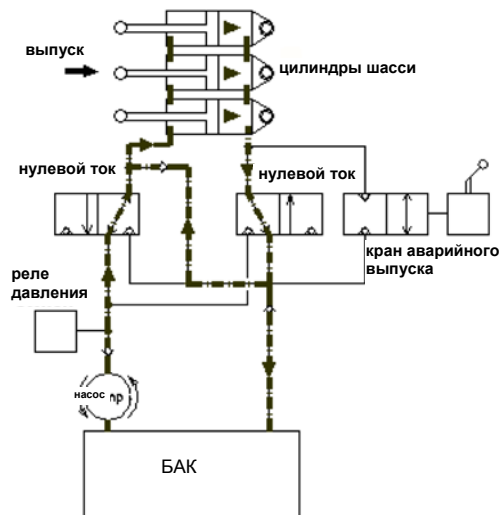
При аварийном выпуске шасси в результате возникновения аварийной ситуации перед установкой рычага в исходное положение необходимо провести проверку системы.

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.

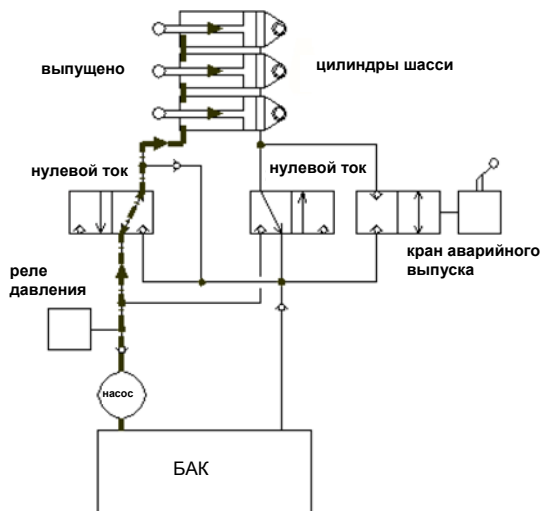
Схема гидравлической системы выпуска шасси

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

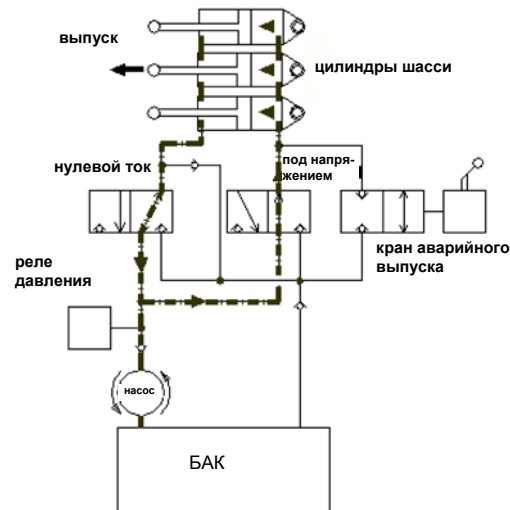
На рисунке 1 показано состояние системы в процессе выпуска шасси. Для уменьшения количества гидравлической жидкости, закачиваемой во время этой операции, обратный поток частично поступает в прямой поток системы.



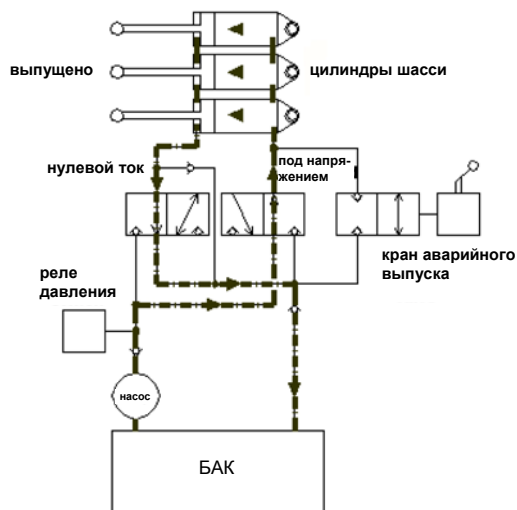
На следующем рисунке показано состояние системы при выпущенном шасси. Все гидроцилиндры находятся под высоким давлением.



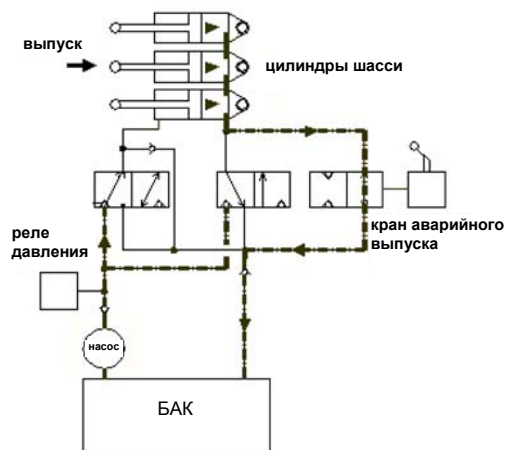
Рабочий режим системы при уборке шасси показан на следующем рисунке. При подаче напряжения на правый гидрораспределитель начинается движение рабочей среды в гидросистеме вследствие разной площади поршней цилиндров шасси, несмотря на то, что давление на обеих сторонах системы одинаковое.



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.

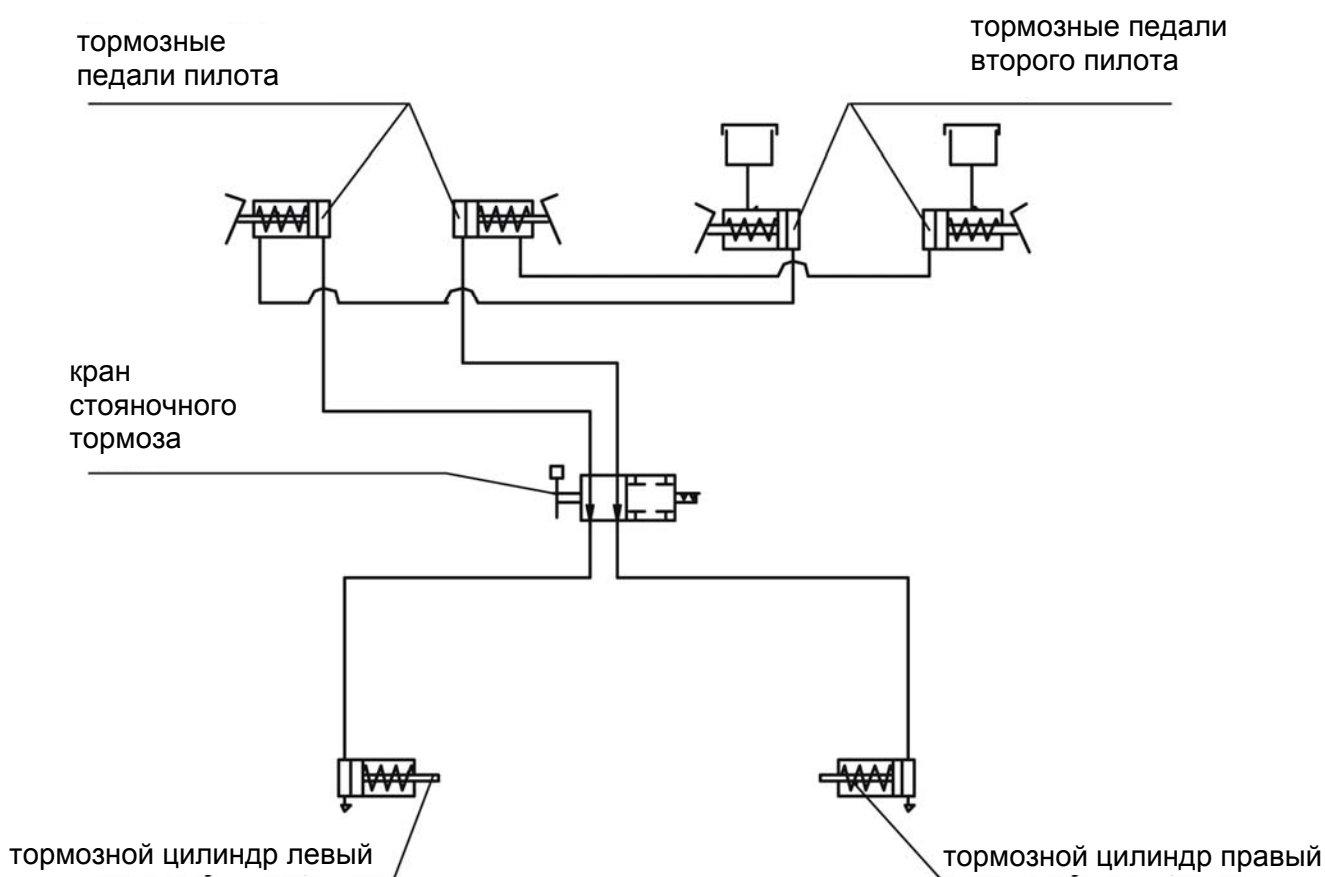


Колесные тормоза

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 (OAM 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.

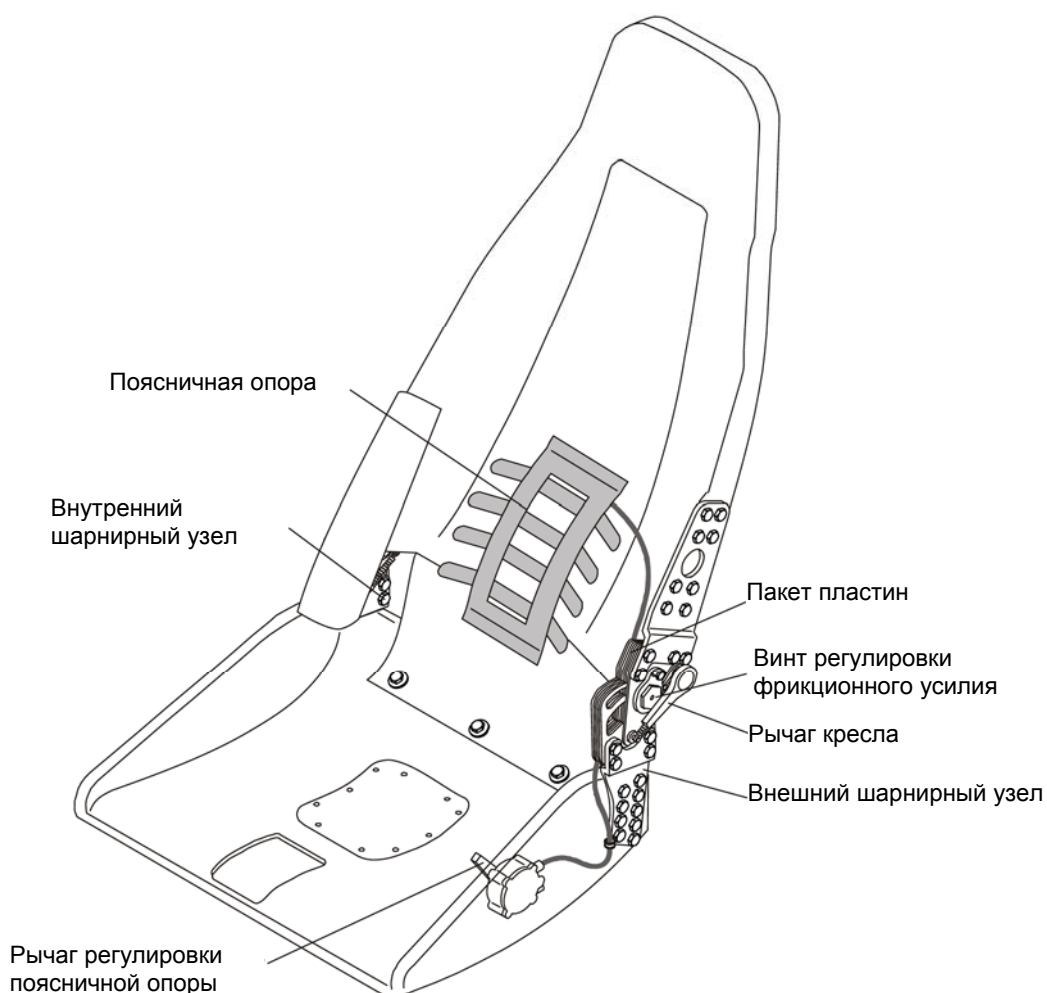
Для регулировки поднять рычаг наклона спинки и отклониться вперед или назад до нужного угла наклона спинки. После этого полностью поднять рычаг наклона спинки, отпустить и отжать вниз для срабатывания фрикционного тормоза.

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 МСА на уровне моря

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

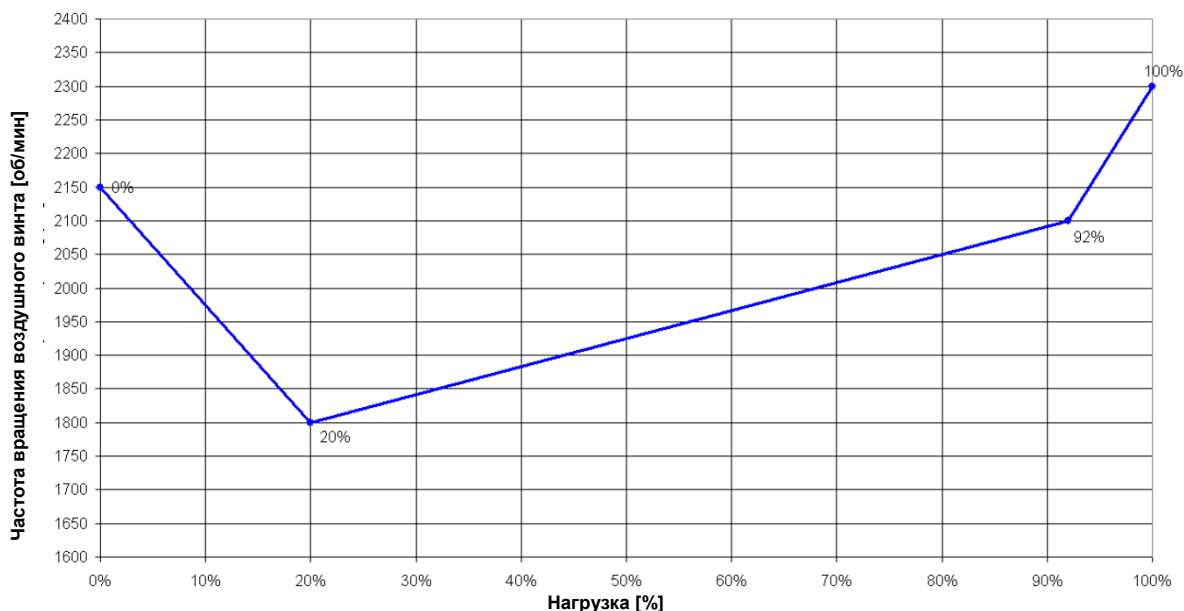
На самолете установлены два трехлопастных воздушных винта mt-Propeller MTV-6-R-C-F / CF 187-129 с постоянным числом оборотов, с гидравлической системой регулировки шага и возможностью флюгирования. Каждый воздушный винт оснащен деревянно-композитными лопастями с обшивкой из пластмассы, армированной волокном, 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 маслонасосом 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)

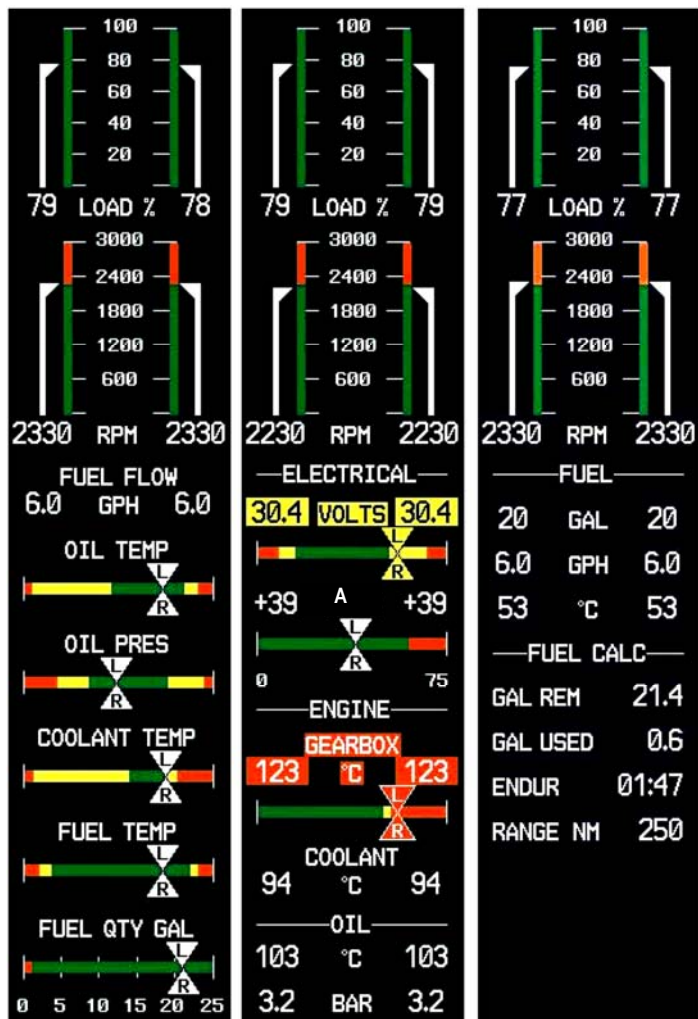
7.9.4 ПРИБОРЫ КОНТРОЛЯ ДВИГАТЕЛЯ

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

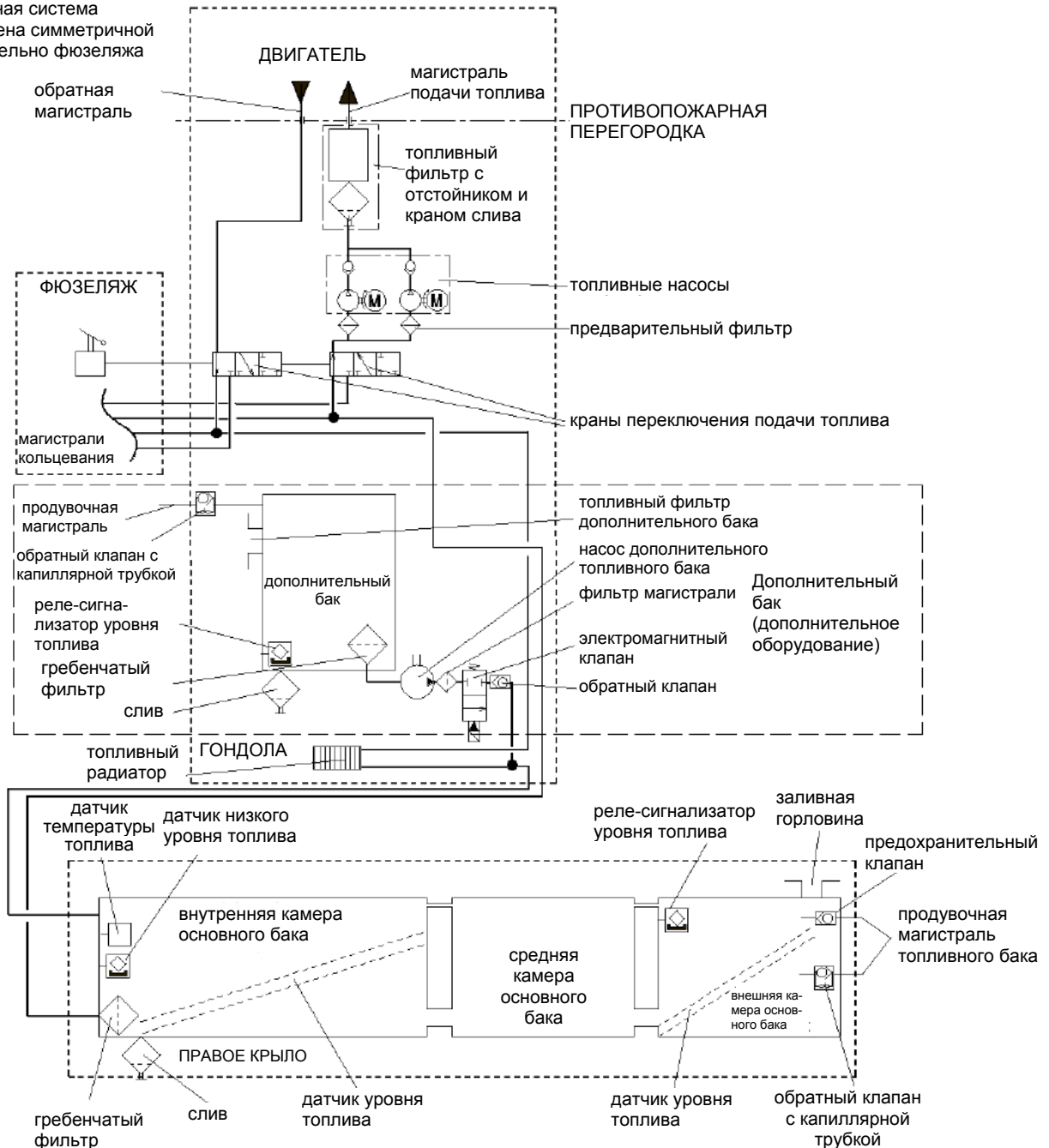
Расчетные значения количества топлива, отображаемые в поле FUEL CALC (расчетное количество топлива), не учитывают показания топливомеров самолета. Отображаемые значения рассчитываются по последнему текущему значению количества топлива, вводимому пилотом (GAL REM), и фактическим данным о расходе топлива (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

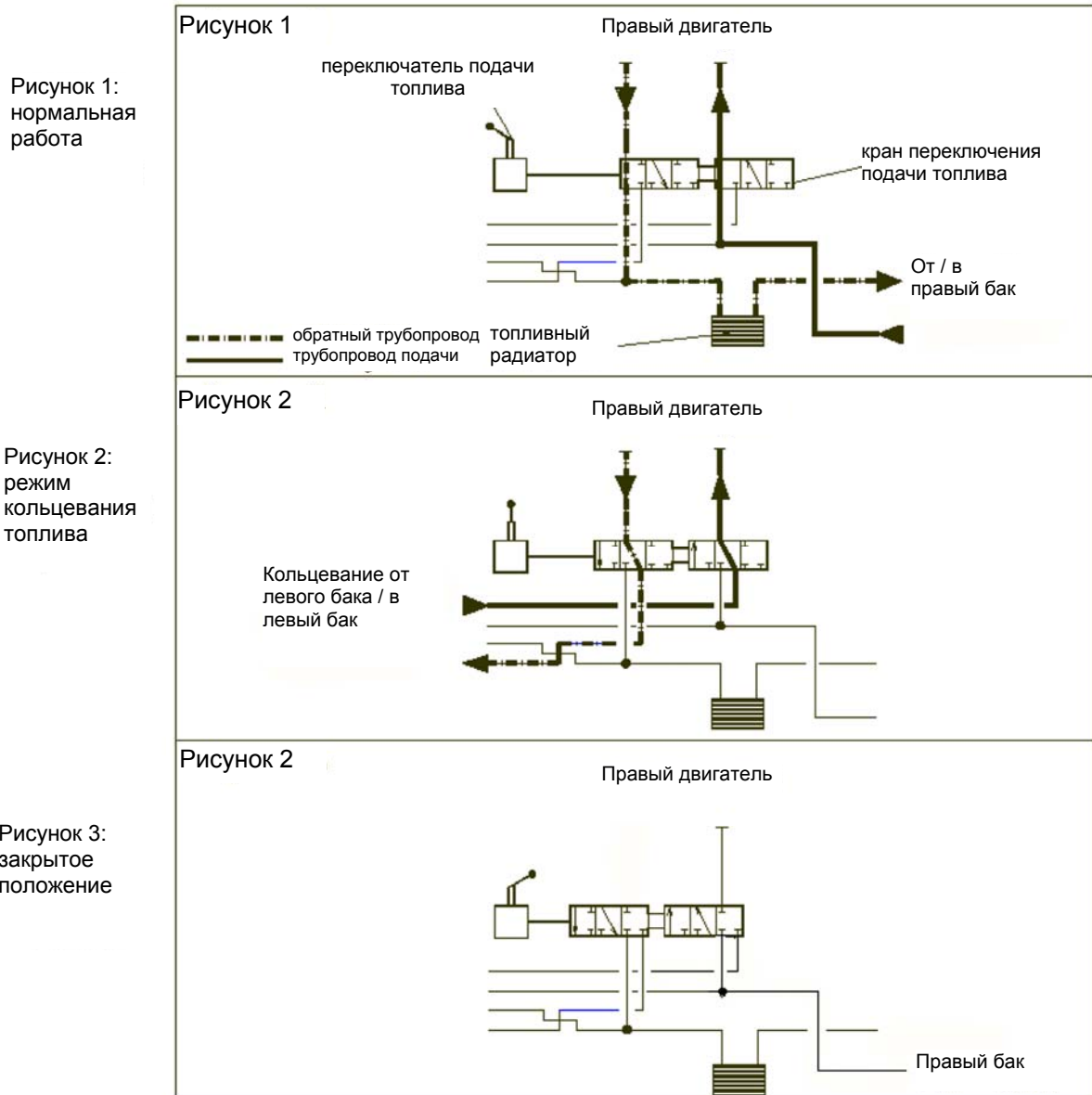
Запрещается останавливать двигатели, пользуясь для этого краном переключения подачи топлива. Это может привести к выходу из строя насосов высокого давления.

ВНИМАНИЕ

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

Схема положений крана переключения подачи топлива:

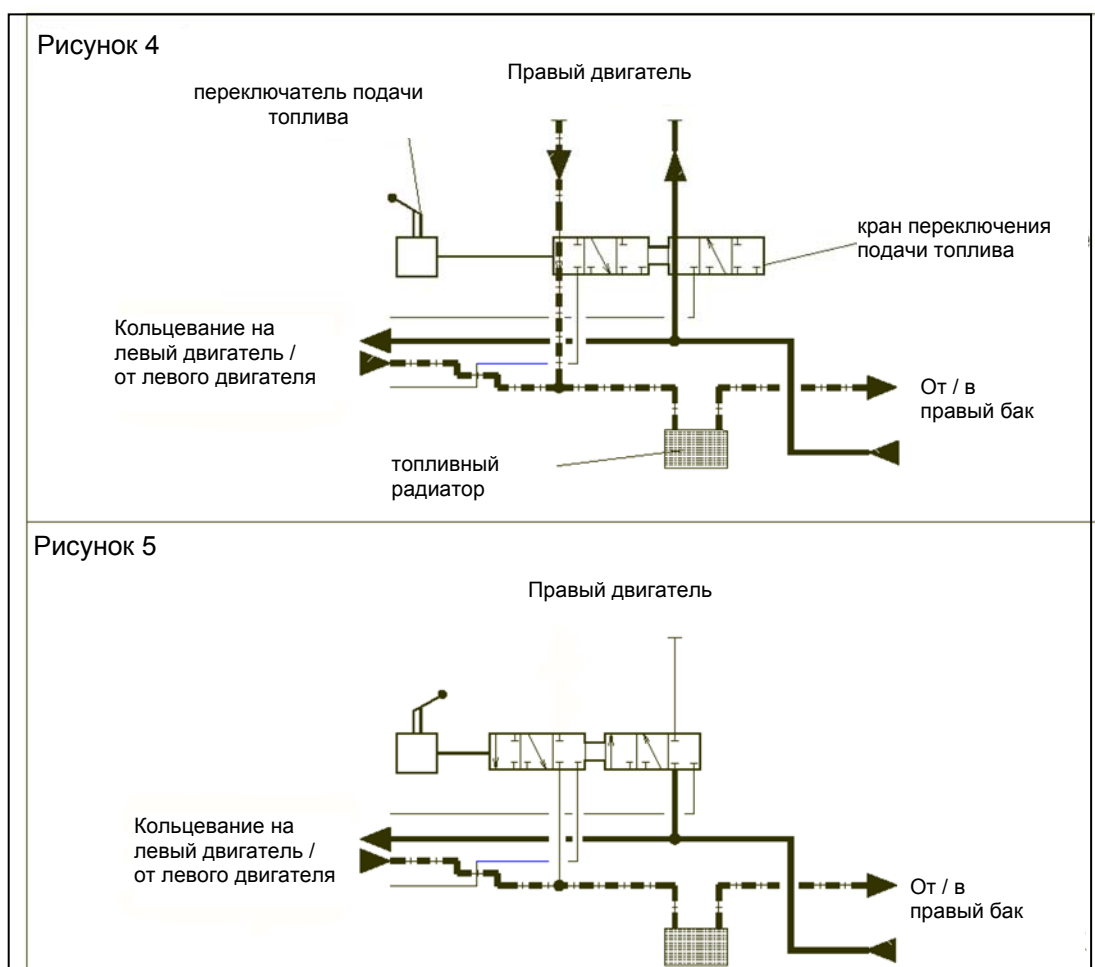
На следующей схеме показаны возможные режимы работы, соответствующие трем положениям кранов переключения подачи топлива. На следующих рисунках показано движение потоков топлива для правого двигателя (потоки топлива левого двигателя аналогичны):



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 гондole 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 (OAM 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 4В.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 (OAM 42-053).

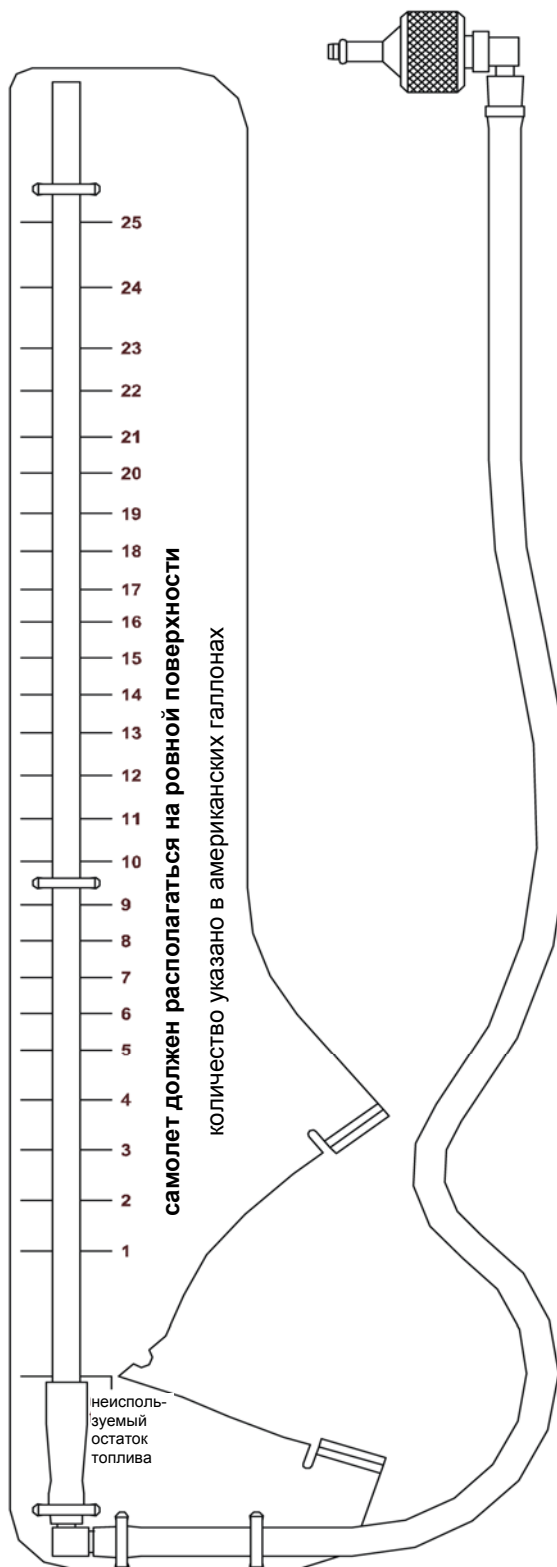
Если противообледенительная система установлена, для защиты обеих систем устанавливается предохранитель номиналом 10 А и дополнительный плавкий предохранитель номиналом 7 А для защиты насосов дополнительных топливных баков. Предохранитель (размыкатель) обозначен надписью XFER PUMP/DE ICE (насос перекачки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

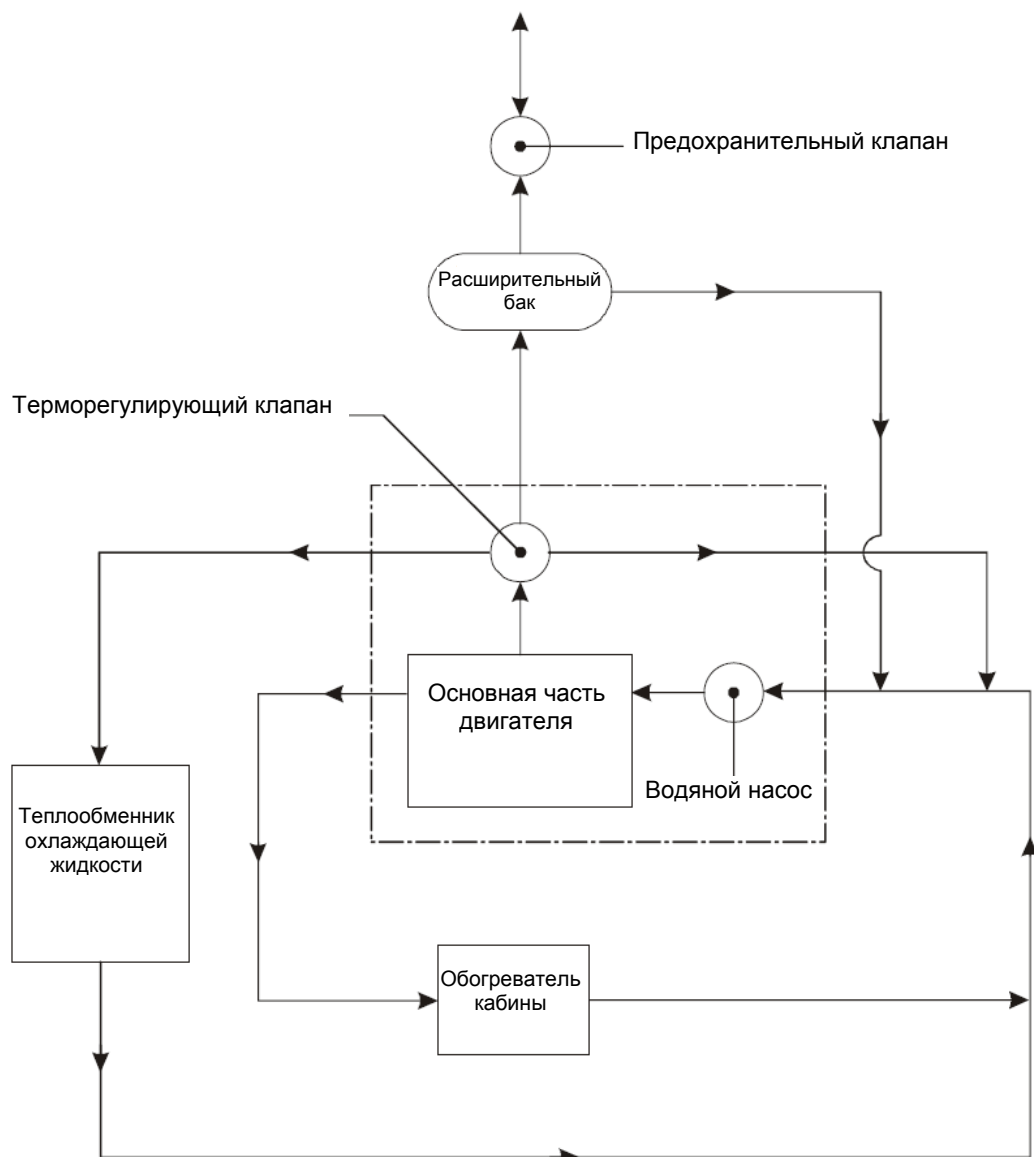
Разрешенные к использованию марки топлива перечислены в разделе 2.14 «ТОПЛИВО».

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 уравнения 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

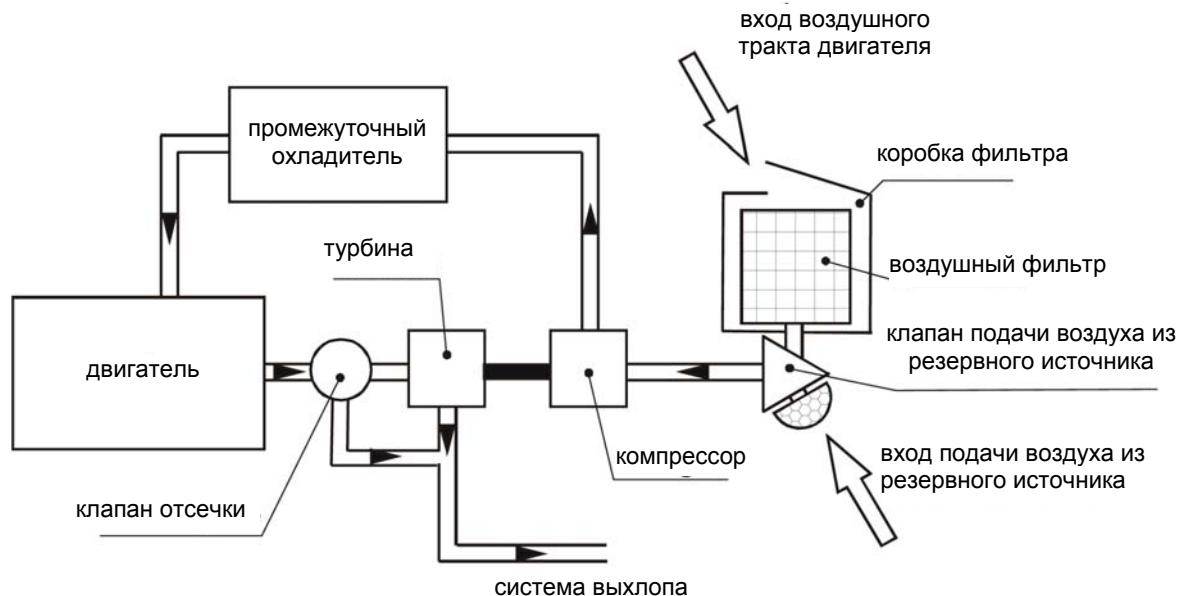
Второй масляный контур обеспечивает смазку редуктора, обслуживает систему регулирования частоты вращения воздушного винта и используется для регулирования частоты вращения.

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.

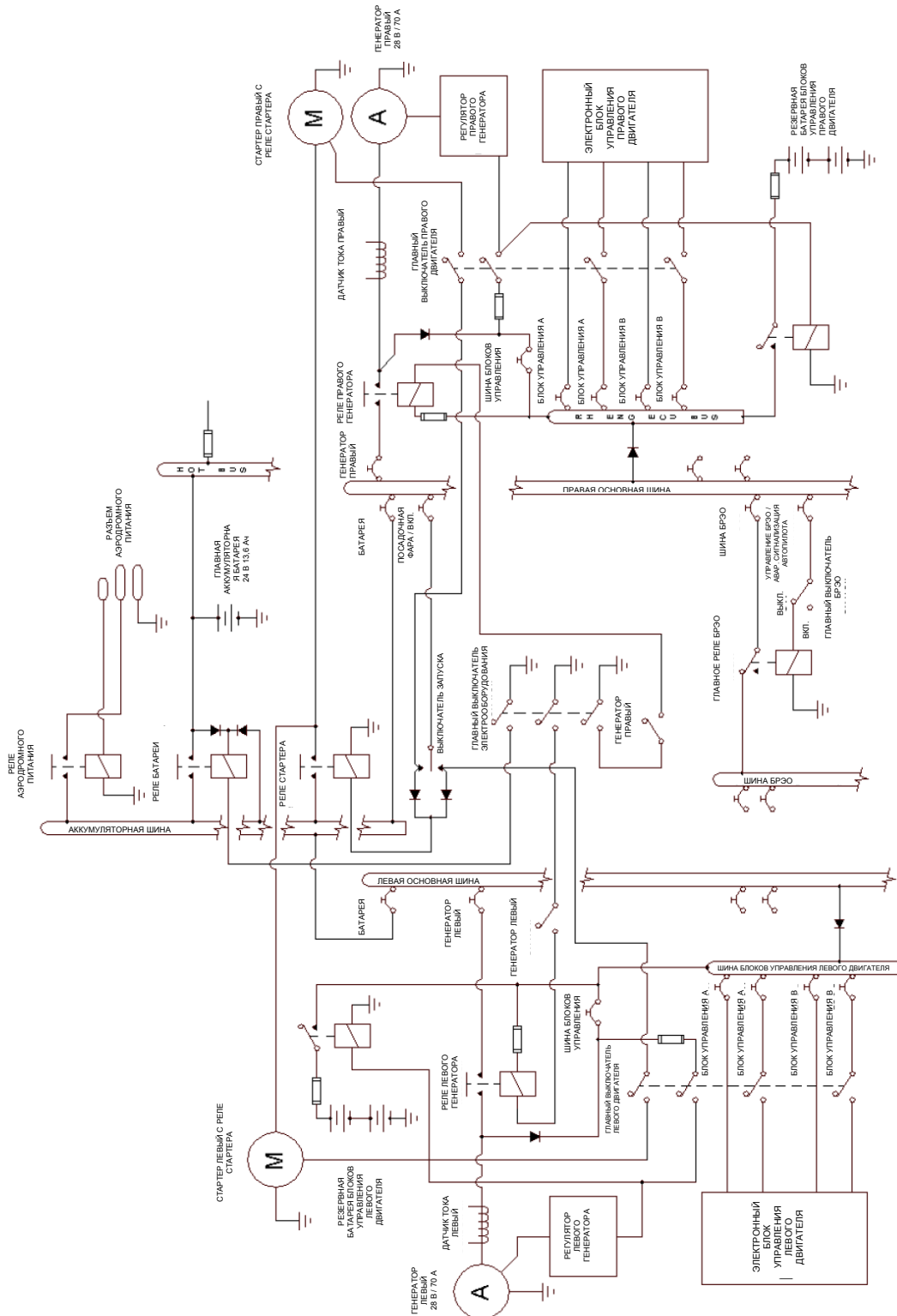
Для проверки работы датчиком перегрева (см. раздел 4А.6.1 «ПРЕДПОЛЕТНАЯ ПРОВЕРКА») нажать кнопку проверки, расположенную рядом с переключателем управления шасси. При этом должен быть подан звуковой сигнал, и в окне сигнализации основного пилотажного индикатора G1000 должно появиться аварийное сообщение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

ВНИМАНИЕ

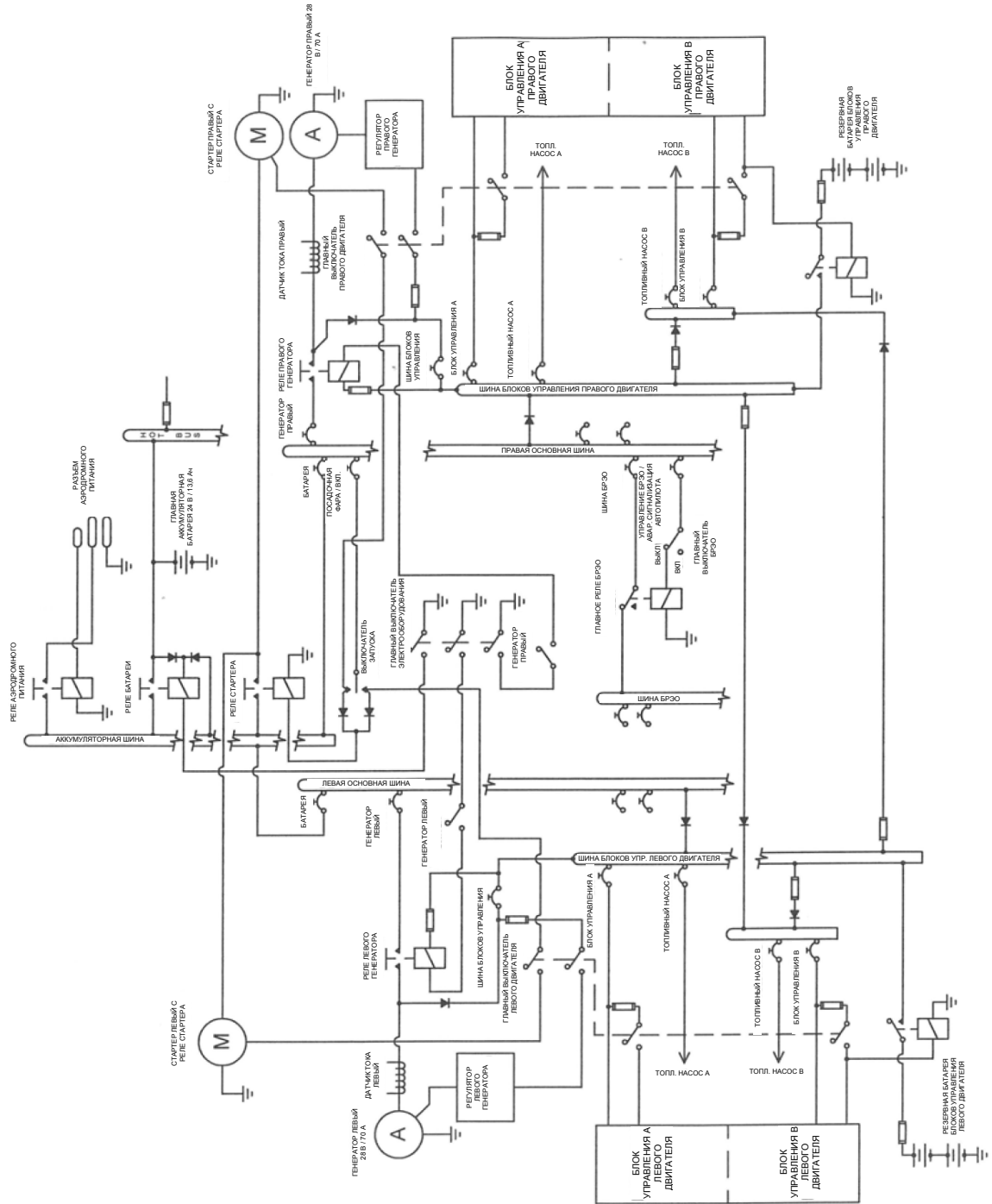
Если аварийный сигнал не подается, необходимо провести внеплановое техническое обслуживание.

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 клевой (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 приемопередатчика 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 приемопередатчиком 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 «НЕСТАТНЫЕ 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)

Курсовертिकаль (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 БЭО (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 сбою 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.

РАЗДЕЛ 8 ТЕХНИЧЕСКОЕ ОБСЛУЖИВАНИЕ САМОЛЕТА

8.1	ВВЕДЕНИЕ.....	8-2
8.2	ПЕРИОДИЧНОСТЬ ПРОВЕДЕНИЯ ОСМОТРОВ	8-2
8.3	МОДИФИКАЦИЯ И РЕМОНТ САМОЛЕТА.....	8-3
8.4	ОБСЛУЖИВАНИЕ	8-3
	8.4.1 ЗАПРАВКА ТОПЛИВОМ	8-3
	8.4.2 ПРОВЕРКА УРОВНЯ МАСЛА В МАСЛОСИСТЕМЕ ДВИГАТЕЛЯ.....	8-4
	8.4.3 ПРОВЕРКА УРОВНЯ МАСЛА РЕДУКТОРА	8-4
	8.4.4 ПРОВЕРКА ДАВЛЕНИЯ В ПНЕВМАТИКАХ	8-5
8.5	НАЗЕМНОЕ ОБСЛУЖИВАНИЕ/ТРАНСПОРТИРОВКА	8-6
	8.5.1 НАЗЕМНОЕ ОБСЛУЖИВАНИЕ.....	8-6
	8.5.2 СТОЯНКА	8-7
	8.5.3 ШВАРТОВКА	8-9
	8.5.4 ВЫВЕШИВАНИЕ САМОЛЕТА	8-9
8.6	ЧИСТКА И УХОД ЗА МАТЕРИАЛАМИ	8-10
	8.6.1 ОКРАШЕННЫЕ ПОВЕРХНОСТИ	8-10
	8.6.2 ФОНАРЬ И ЗАДНЯЯ ДВЕРЬ	8-11
	8.6.3 ВОЗДУШНЫЙ ВИНТ	8-11
	8.6.4 ДВИГАТЕЛЬ.....	8-11
	8.6.5 ВНУТРЕННИЕ ПОВЕРХНОСТИ	8-11
8.7	ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНАЯ ОБРАБОТКА НА ЗЕМЛЕ	8-12

8.1 ВВЕДЕНИЕ

В разделе 8 приводятся рекомендованные изготовителем процедуры наземного и технического обслуживания самолета. Требования к контролю и техническому обслуживанию самолета приведены в Руководстве по техническому обслуживанию самолета (док. № 7.02.15). Для обеспечения необходимых летно-технических характеристик и надежности самолета необходимо строго соблюдать эти требования.

8.2 ПЕРИОДИЧНОСТЬ ПРОВЕДЕНИЯ ОСМОТРОВ

Плановые осмотры проводятся каждые 100, 200, 1000 и 2000 часов. Годовые осмотры должны проводиться вне зависимости от фактического числа летных часов. Через 3—6 часов работы нового двигателя необходимо провести его разовую проверку. Контрольный перечень работ при осмотре приводится в Руководстве по техническому обслуживанию самолета (раздел 05).

При проведении технического обслуживания двигателя и воздушного винта необходимо выполнять требования Руководств по эксплуатации, Инструкций по обслуживанию, Эксплуатационных циркуляров и Эксплуатационных бюллетеней компаний Austro Engine и mt-Propeller в последней действующей редакции. При осмотре планера необходимо выполнять требования изданных изготовителем технологических карт/руководств, Эксплуатационных бюллетеней и Инструкций по обслуживанию в последней действующей редакции.

ВНИМАНИЕ

Внеплановое техническое обслуживание проводится в следующих случаях:

- после жесткой посадки
- после удара по воздушному винту
- после пожара двигателя
- после удара молнии
- при возникновении других неисправностей и повреждений

Порядок проведения внепланового технического обслуживания описан в Руководстве по техническому обслуживанию самолета (док. № 7.02.15; раздел 05-50).

8.3 МОДИФИКАЦИЯ И РЕМОНТ САМОЛЕТА

Модификация и ремонт самолета могут проводиться только в соответствии с Руководством по техническому обслуживанию самолета (док. № 7.02.15), и только уполномоченным персоналом.

8.4 ОБСЛУЖИВАНИЕ

8.4.1 ЗАПРАВКА ТОПЛИВОМ

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

Не допускается нахождение рядом с топливом пламени, искр и источников тепла. Топливо обладает высокой горючестью. Возгорание топлива может привести к травмам и повреждению самолета.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

Не допускать попадания топлива на кожу. Это может привести к развитию кожных заболеваний.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

Перед заправкой топливом необходимо заземлить самолет и топливозаправщик. Невыполнение этого требования может привести к возгоранию топлива во время заправки под действием статического электричества.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

Во время заправки необходимо иметь в наличии огнетушитель соответствующего типа и мощности.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

В зоне заправки отключить все наземное оборудование.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

Во время заправки запрещается пользоваться электрическими выключателями в самолете.

ВНИМАНИЕ

Использовать только разрешенные к применению марки топлива (см. раздел 2).

1. Заземлить самолет и топливозаправщик.
2. Снять крышку заливной горловины топливного бака (расположена в верхней части консоли крыла). Проверить трос крепления крышки на наличие повреждений.
3. Произвести заправку самолета.
4. Установить на место крышку заливной горловины топливного бака.
5. Повторить действия 2–4 для заправки бака в другом крыле.
6. Отсоединить кабель заземления от самолета и топливозаправщика.

8.4.2 ПРОВЕРКА УРОВНЯ МАСЛА В МАСЛОСИСТЕМЕ ДВИГАТЕЛЯ

1. Открыть смотровой люк в нижней части верхнего левого капота.
2. Снять крышку заливной горловины.
3. Очистить масляный щуп.
4. Установить на место крышку заливной горловины.
5. Еще раз снять крышку заливной горловины.
6. Проверить уровень масла по щупу.
7. При необходимости долить масло в маслосистему двигателя и повторить действия 3–6.
8. Установить на место крышку заливной горловины.
9. Закрыть смотровой люк.
10. Повторить действия 1–9 для другого двигателя.

8.4.3 ПРОВЕРКА УРОВНЯ МАСЛА РЕДУКТОРА

1. Открыть смотровой люк в нижней части верхнего левого капота.
2. Проверить уровень масла редуктора через смотровое отверстие, пользуясь фонарем.
3. Закрыть смотровой люк.
4. Повторить действия 1–3 для другого двигателя.

8.4.4 ПРОВЕРКА ДАВЛЕНИЯ В ПНЕВМАТИКАХ

1. Снять пылезащитный колпачок с золотника клапана, повернув его против часовой стрелки.
2. Присоединить к золотнику манометр для проверки давления в шинах, проверить давление.
3. При необходимости подкачать или спустить пневматики (давление в пневматике носового колеса должно составлять 6,0 бар / 87 фунт/кв. дюйм, в пневматиках основных опор шасси – 4,7 бар / 68 фунт/кв. дюйм).
4. Установить пылезащитный колпачок на золотник клапана, повернув его по часовой стрелке.

8.5 НАЗЕМНОЕ ОБСЛУЖИВАНИЕ/ТРАНСПОРТИРОВКА

8.5.1 НАЗЕМНОЕ ОБСЛУЖИВАНИЕ

Для наземного перемещения самолета рекомендуется использовать буксировочное водило, которое можно приобрести у изготовителя. Буксировочное водило устанавливается в предназначенное для этого отверстие в колесе носовой опоры шасси, как показано на рисунке.



Буксировочное водило

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

Перед запуском двигателя буксировочное водило необходимо демонтировать.

ВНИМАНИЕ

Буксировочное водило разрешается использовать только для перемещения самолета вручную. После перемещения самолета буксировочное водило необходимо демонтировать.

ВНИМАНИЕ

Буксировка самолета при помощи буксировочных транспортных средств не допускается.

ПРИМЕЧАНИЕ

Если двигатель не запускался более 4 недель, необходимо выполнить наземное опробование двигателя. См. Руководство по эксплуатации двигателя АЕ (док. № Е4.01.01, последняя редакция).

8.5.2 СТОЯНКА

Для кратковременной стоянки необходимо развернуть самолет против ветра, затянуть стояночный тормоз и убрать закрылки. Для продолжительной или неохраняемой стоянки, а также в условиях непредсказуемого направления и скорости ветра самолет необходимо пришвартовать, прикрепив его к земле, или поставить в ангар. Рекомендуется оставлять самолет для стоянки в ангаре.

Стопор рулевых поверхностей

У изготовителя можно приобрести стопор рулевых поверхностей, который можно использовать для блокировки основных органов управления самолетом. Стопор рулевых поверхностей рекомендуется устанавливать при постановке самолета на стоянку вне ангара, поскольку в противном случае при сильном попутном ветре возможно отклонение рулевых поверхностей до упоров. Это может привести к чрезмерному износу или повреждению поверхностей.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

Перед полетом стопор рулевых поверхностей необходимо демонтировать.

Порядок установки стопора рулевых поверхностей:

1. Отжать педали управления рулем направления в крайнее переднее положение.
2. Прикрепить стопор рулевых поверхностей к педалям.
3. Закрепить ручку управления, один раз обмотав вокруг нее ремни.
4. Прикрепить замки и затянуть ремни.

Демонтаж стопора производится в обратном порядке.



8.5.3 ШВАРТОВКА

Рядом с нижним концом киля самолета предусмотрено отверстие, которое можно использовать для швартовки самолета. Кроме того, на каждом крыле рядом с законцовкой возможна установка специальных проушин с метрической резьбой М8, которые могут использоваться в качестве узлов швартовки.

8.5.4 ВЫВЕШИВАНИЕ САМОЛЕТА

Для вывешивания самолета его необходимо установить на подъемники в двух точках, расположенных на нижней стороне левой и правой корневых нервюр центроплана, а также на киле.

8.6 ЧИСТКА И УХОД ЗА МАТЕРИАЛАМИ

ВНИМАНИЕ

Самолет необходимо содержать в чистоте. Чистая светоотражающая поверхность предотвращает перегрев самолета.

ВНИМАНИЕ

Чрезмерное загрязнение самолета ухудшает его летные характеристики.

8.6.1 ОКРАШЕННЫЕ ПОВЕРХНОСТИ

Вся поверхность самолета окрашена белой двухкомпонентной краской, устойчивой к атмосферным воздействиям. Тем не менее, рекомендуется обеспечить защиту самолета от влаги и сырости. Не рекомендуется для продолжительной стоянки оставлять самолет вне ангара.

Для удаления грязи, насекомых и т.п. достаточно вымыть самолет чистой водой или водой с добавлением мягкого моющего средства. Для удаления трудно удаляемых пятен можно пользоваться автомобильными чистящими средствами. Чтобы упростить удаление грязи, рекомендуется чистить самолет после завершения летного дня, чтобы исключить засыхание грязи на поверхностях.

Для удаления пятен масла, гари и т.п. с нижней части фюзеляжа можно пользоваться специальными моющими средствами. Перед началом работы необходимо убедиться, что моющее средство не повредит поверхность краски. Для защиты лакокрасочных поверхностей следует пользоваться обычными автомобильными защитными средствами.

8.6.2 ФОНАРЬ И ЗАДНЯЯ ДВЕРЬ

Фонарь кабины, заднюю дверь и заднее окно следует чистить чистящим средством Plexiklar или любым другим чистящим средством для акрилового стекла; при отсутствии такого средства пользоваться слегка теплой водой. В завершение чистки вытереть поверхность чистой замшей или мягкой тканью. Запрещается тереть и полировать сухое акриловое стекло.

8.6.3 ВОЗДУШНЫЙ ВИНТ

В случае повреждения или неисправностей воздушного винта в ходе эксплуатации необходимо провести осмотр винта. Осмотр должен проводиться уполномоченным персоналом.

Поверхность

Винт окрашен полиуретановой или акриловой краской, устойчивой почти ко всем растворителям. Для чистки и защиты лопастей можно пользоваться обычными автомобильными чистящими и защитными средствами. Проникновение влаги во внутренние деревянные части лопастей категорически не допускается. При возникновении сомнений необходимо проконсультироваться с инспектором соответствующей категории.

8.6.4 ДВИГАТЕЛЬ

Чистка двигателя производится в ходе плановых осмотров.

8.6.5 ВНУТРЕННИЕ ПОВЕРХНОСТИ

Для чистки внутренних поверхностей следует пользоваться пылесосом. Все незакрепленные предметы (ручки, сумки и т.п.) необходимо убрать из кабины или убрать в соответствующие ящики и закрепить.

Для чистки приборов пользоваться сухой мягкой тканью. Пластмассовые поверхности протереть тканью, смоченной в воде без добавления моющих средств.

Кожаные поверхности обработать средством для защиты кожи в течение 3 месяцев с момента приобретения нового самолета, затем повторять обработку с периодичностью 3–6 месяцев. Для очистки кожаных поверхностей пользоваться мягким моющим средством для кожи и мягкой щеткой для чистки кожи.

Следует помнить, что окна из акрилового стекла пропускают ультрафиолетовое солнечное излучение.

8.7 ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНАЯ ОБРАБОТКА НА ЗЕМЛЕ

Разрешенные противообледенительные жидкости:

Изготовитель	Наименование
Kilfrost	TKS 80
Aeroshell	Compound 07
	AL-5 (DTD 406B)

1. Очистить самолет от снега, пользуясь мягкой щеткой.
2. Нанести противообледенительную жидкость на обледеневшие поверхности, пользуясь пригодным для этого разбрызгивателем.
3. Мягкой тканью насухо протереть самолет.

РАЗДЕЛ 9 ДОПОЛНИТЕЛЬНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

9.1	ВВЕДЕНИЕ.....	9-2
9.2	ПЕРЕЧЕНЬ ДОПОЛНИТЕЛЬНОГО ОБОРУДОВАНИЯ.....	9-3

9.1 ВВЕДЕНИЕ

В разделе 9 приводится информация о дополнительном (устанавливаемом по отдельному заказу) оборудовании самолета DA 42 NG.

Если не указано иное, процедуры, приведенные в документации на Дополнительное оборудование, должны выполняться дополнительно к процедурам, приведенным в основной части Руководства по летной эксплуатации.

Все утвержденное дополнительное оборудование перечислено в Перечне дополнительного оборудования в данном разделе.

В Руководство по летной эксплуатации включено только то Дополнительное оборудование, которое соответствует установленному на самолете оборудованию (см. Перечень установленного оборудования в разделе 6.5).

9.2 ПЕРЕЧЕНЬ ДОПОЛНИТЕЛЬНОГО ОБОРУДОВАНИЯ

Серийный номер самолета:		Регистрация:		Дата:	
№ доп. обор.	Наименование	Ред. №	Дата	применяется	
				ДА	НЕТ
A13	Система автопилота Bendix/King KAP 140	0	01 июня 2009 г.	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
O03	Установка двигателей Austro Engine E4-B	0	01 июня 2009 г.		
M01	Подфюзеляжный контейнер	0	01 сентября 2009 г.		
M30	Универсальный носовой обтекатель	0	01 сентября 2009 г.		
S03	Противообледенительная система	0	09 июня 2009 г.	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
S04	Система кислородного питания с непрерывной подачей	0	18 февраля 2009 г.	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
S06	Оснащение комплекса G1000 технологией трехмерного изображения Synthetic Vision	0	01 марта 2009 г.	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>

Страница намеренно оставлена пустой.