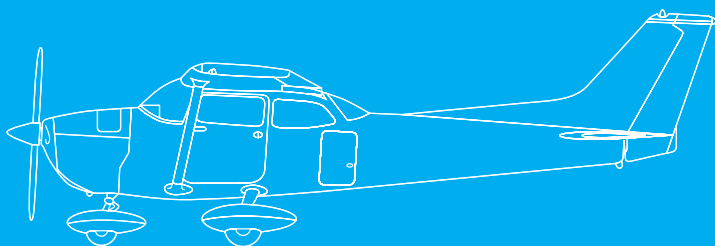

Информационное руководство CESSNA 172S SKYHAWK SP

CESSNA
МОДЕЛЬ 172S NAV III
GFC 700 AFCS



Уважаемый читатель,

Вы держите в руках книгу, содержащую перевод на русский язык Pilot Operating Handbook или, как мы с Вами называем этот документ, Руководство по лётной эксплуатации воздушного судна Cessna-172S. Данный перевод был сделан по просьбе большого числа курсантов, студентов российских лётных учебных заведений и частных пилотов Aviации Общего Назначения. Компания "Проф Транслейтинг" (С.-Петербург) приложила большие усилия, чтобы перевод максимально был приближен к тексту оригинала. Тем не менее, прошу Вас всегда помнить, что этот перевод может использоваться только как справочный материал. Документом для Вашей работы всегда будет служить оригинальный Pilot Operating Handbook на английском языке, поставляемый вместе с воздушным судном или имеющийся в библиотеке компании Cessna Aircraft.

Желаю Вам хороших и интересных полётов!



Александр Евдокимов

Представитель Cessna Aircraft в России
Генеральный директор компании Jet Transfer

Если Вы найдёте ошибки или неточности в переводе, просим сообщать об этом на адрес электронной почты sales@cessna.jettransfer.ru, указав страницу, оригинальный текст на английском языке, имеющийся в данной книге перевод и предлагаемый Вами вариант перевода.

Контактная информация для получения РЛЭ Cessna-172S

Jet Transfer
Россия, 121069 Москва
ул. Поварская 10, офис 504
Тел. +7 495 739 52 00
E-mail: sales@cessna.jettransfer.ru

При поддержке Проф Транслейтинг
Россия, 195027 Санкт-Петербург
ул. Магнитогорская 51, лит. Ж, офис 423
Тел. +7 812 325 55 30
E-mail: info@proftranslating.com

ВНИМАНИЕ

НА МОМЕНТ ПУБЛИКАЦИИ, ДАННОЕ ИНФОРМАЦИОННОЕ РУКОВОДСТВО ЯВЛЯЛОСЬ ТОЧНОЙ КОПИЕЙ ОФИЦИАЛЬНОГО СПРАВОЧНОГО РУКОВОДСТВА ПИЛОТА И РУКОВОДСТВА ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ, ОДОБРЕННЫМИ FAA (ФЕДЕРАЛЬНОЙ АВИАЦИОННОЙ АДМИНИСТРАЦИЕЙ США), И ДОЛЖНО ИСПОЛЬЗОВАТЬСЯ ТОЛЬКО ДЛЯ ОЗНАКОМИТЕЛЬНЫХ ЦЕЛЕЙ.

ИНФОРМАЦИОННОЕ РУКОВОДСТВО НЕ БУДЕТ ОБНОВЛЯТЬСЯ И, СООТВЕТСТВЕННО, НЕ МОЖЕТ БЫТЬ ИСПОЛЬЗОВАНО В КАЧЕСТВЕ ЗАМЕНЫ ОФИЦИАЛЬНОМУ СПРАВОЧНОМУ РУКОВОДСТВУ ПИЛОТА И ОДОБРЕННОМУ FAA РУКОВОДСТВУ ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ, ПРЕДНАЗНАЧЕННЫМ ДЛЯ ЭКСПЛУАТАЦИИ САМОЛЕТА.

СПРАВОЧНОЕ РУКОВОДСТВО ПИЛОТА ДОЛЖНО НАХОДИТЬСЯ В САМОЛЕТЕ И БЫТЬ ДОСТУПНЫМ ДЛЯ ПИЛОТА В ЛЮБОЕ ВРЕМЯ.

Компания Cessna Aircraft
Оригинальное издание – 20 декабря 2007

ЛЕТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ – СПЕЦИФИКАЦИЯ

*СКОРОСТЬ:

Максимальная, на уровне моря 126 KNOTS
Крейсерская, при 75% мощности
на высоте 8500 Feet 124 KNOTS

КРЕЙСЕРСКИЙ ПОЛЕТ: Рекомендованная обедненная рабочая смесь с запасом топлива

для запуска двигателя,
выруливания, взлета, набора
высоты и резервного топлива
на 45 минут полета.

75% мощности на высоте 8500 Feet Дальность
полета – 518 NM

53 галлона вырабатываемого топлива Время – 4,26 HOURS

45% мощности на высоте 10000 Feet Дальность
полета – 638 NM

53 галлона вырабатываемого топлива Продолжительность
полета – 6,72 HOURS

СКОРОСТЬ НАБОРА ВЫСОТЫ НА УРОВНЕ МОРЯ 730 FPM

ПРАКТИЧЕСКИЙ ПОТОЛОК 14000 FEET

ВЗЛЕТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ:

Длина разбега 960 FEET

Взлетная дистанция до высоты 50 Foot 1630 FEET

ПОСАДОЧНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ:

Длина пробега 575 FEET

Посадочная дистанция с высоты 50 Foot 1335 FEET

СКОРОСТЬ СВАЛИВАНИЯ:

Закрылки в положении UP (убраны),
мощность холостого хода 53 KCAS

Закрылки в положении FULL
(полностью выпущены),
мощность холостого хода 48 KCAS

МАКСИМАЛЬНЫЕ МАССЫ:

Рулежная 2558 POUNDS

Взлетная 2550 POUNDS

Посадочная 2550 POUNDS

(Продолжение на след. странице)

ЛЕТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ – СПЕЦИФИКАЦИЯ

(Продолжение)

СТАНДАРТНАЯ ПУСТАЯ МАССА 1663 POUNDS

МАКСИМАЛЬНАЯ ПОЛЕЗНАЯ НАГРУЗКА 895 POUNDS

МАКСИМАЛЬНЫЙ ВЕС БАГАЖА 120 POUNDS

УДЕЛЬНАЯ НАГРУЗКА НА КРЫЛО 14,7 lbs/sq.ft.

НАГРУЗКА НА ЕДИНИЦУ МОЩНОСТИ 14,2 lbs/HP

ЕМКОСТЬ ТОПЛИВНЫХ БАКОВ 56 GALLONS

ЕМКОСТЬ МАСЛЯНОЙ СИСТЕМЫ 8 QUARTS

ДВИГАТЕЛЬ: Textron Lycoming IO-360-L2A

Мощность 180 ВНР при 2700 RPM

ВИНТ:

Постоянного шага, диаметр 76 INCHES

ПРИМЕЧАНИЕ

*Скоростные характеристики приведены для самолета, оборудованного обтекателями, увеличивающими скорости примерно на 2 узла. Это приводит к появлению соответствующего различия в максимальной дальности полета, в то время как остальные эксплуатационные характеристики не изменяются при установке обтекателей.

Вышеуказанные характеристики приведены для самолета массой 2550 фунтов, стандартных атмосферных условий, ровной сухой взлетно-посадочной полосы с твердым покрытием при отсутствии ветра. Данные характеристики представляют собой расчетные значения, полученные в результате летных испытаний компании Cessna Aircraft Company в условиях, описанных в документации. Эти характеристики могут варьироваться для отдельных самолетов и в зависимости от различных факторов, влияющих на летные характеристики.



CESSNA
МОДЕЛЬ 172S NAV III
GFC 700 AFCS

ВВЕДЕНИЕ

Страница намеренно оставлена пустой

Информационное руководство **SKYHAWK** **SP**



Компания входит
в состав GAMA

Cessna Aircraft Company

Модель 172S NAV III AVIONICS OPTION - GFC 700 AFCS

Серийные номера 172S10468, 172S10507, 172S10640
172S10656 и далее

ДАННОЕ РУКОВОДСТВО СОДЕРЖИТ ИНФОРМАЦИЮ, ИЗЛОЖЕННУЮ В СПРАВОЧНОМ РУКОВОДСТВЕ ПИЛОТА И ОРИГИНАЛЬНОМ ИЗДАНИИ РУКОВОДСТВА ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ, ОДОБРЕННОМ ФЕДЕРАЛЬНОЙ АВИАЦИОННОЙ АДМИНИСТРАЦИЕЙ США, ОТ 20 ДЕКАБРЯ 2007 Г (НОМЕР 172SPHBUS-00).

COPYRIGHT © 2007
CESSNA AIRCRAFT COMPANY
WICHITA, KANSAS USA

172SIMBUS-00



CESSNA
МОДЕЛЬ 172S NAV III
GFC 700 AFCS

ВВЕДЕНИЕ

Страница намеренно оставлена пустой

ОГЛАВЛЕНИЕ

	РАЗДЕЛ
ОБЩАЯ ИНФОРМАЦИЯ	1
ОГРАНИЧЕНИЯ	2
ПОРЯДОК ДЕЙСТВИЙ В АВАРИЙНОЙ СИТУАЦИИ	3
СТАНДАРТНЫЕ ПРОЦЕДУРЫ	4
ЛЕТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ	5
МАССА И ЦЕНТРОВКА/СПИСОК ОБОРУДОВАНИЯ	6
ОПИСАНИЕ САМОЛЕТА И ЕГО СИСТЕМ	7
НАЗЕМНОЕ И ТЕХНИЧЕСКОЕ ОБСЛУЖИВАНИЕ	8
ДОПОЛНЕНИЯ	9



CESSNA
МОДЕЛЬ 172S NAV III
GFC 700 AFCS

ВВЕДЕНИЕ

Страница намеренно оставлена пустой

ОБЩАЯ ИНФОРМАЦИЯ

ОГЛАВЛЕНИЕ

	Страница
Три проекции – Нормальное положение на земле	1-3
Введение	1-5
Описание	1-5
Двигатель	1-5
Винт	1-5
Топливо	1-6
Емкость топливных баков	1-6
Масляная система	1-7
Спецификация масла	1-7
Емкость масляной системы	1-7
Максимальные сертифицированные массы	1-8
Вес в багажном отсеке – Нормальная категория	1-8
Вес в багажном отсеке – Многоцелевая категория	1-8
Стандартные массы самолета	1-9
Размеры кабины и входных дверей	1-9
Размеры багажного отсека и двери багажного отсека	1-9
Удельные нагрузки	1-9
Символы, аббревиатуры и терминология	1-10
Общая терминология и символы обозначения	
воздушной скорости	1-10
Метеорологическая терминология	1-11
Терминология по мощности двигателя	1-11
Терминология по характеристикам самолета и	
планированию полета	1-13
Терминология по массе и центровке	1-14
Переводная таблица (Метрическая/британская/американская	
системы единиц)	1-16
Преобразование единиц массы	1-17
Преобразование единиц длины	1-19
Преобразование единиц расстояния	1-23
Преобразование единиц объема	1-24
Преобразование единиц температуры	1-27
Преобразование единиц давления	1-28
Преобразование единиц объема в единицы массы	1-29
Быстрые преобразования	1-30



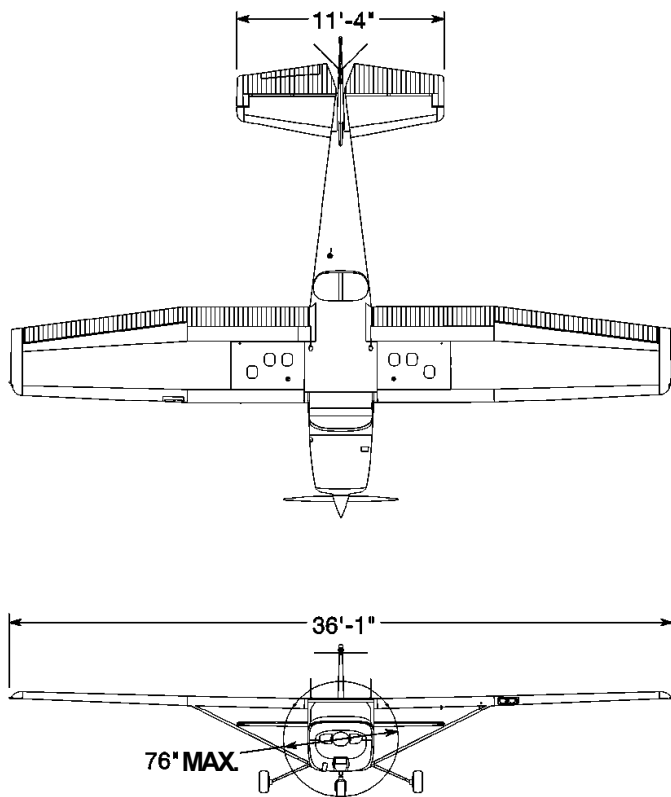
CESSNA
МОДЕЛЬ 172S NAV III
GFC 700 AFCS

ИНФОРМАЦИОННОЕ РУКОВОДСТВО
РАЗДЕЛ 1
ОБЩАЯ ИНФОРМАЦИЯ

Страница намеренно оставлена пустой

ТРИ ПРОЕКЦИИ – НОРМАЛЬНОЕ ПОЛОЖЕНИЕ НА ЗЕМЛЕ

B3079

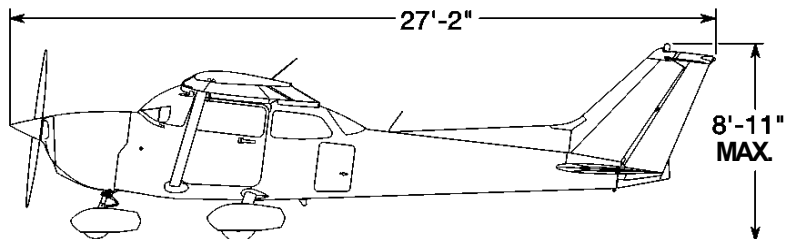


051071002
051071003

Рисунок 1-1 (Лист 1 из 2)

ТРИ ПРОЕКЦИИ – НОРМАЛЬНОЕ ПОЛОЖЕНИЕ НА ЗЕМЛЕ

B3080



0610T1006

ПРИМЕЧАНИЕ

- Размах крыла показан при установленных стандартных крыльевых стробоскопических огнях.
- Длина базы шасси – 65,0 inches.
- Расстояние от винта до земли – 11,25 inches.
- Площадь крыла – 174,0 square feet.
- Минимальный радиус разворота (*от оси поворота до внешней законцовки крыла) – 27,0 feet, 5,5 inches.
- Нормальное положение на земле показано для передней опоры шасси, обжатой до высоты зеркала амортизатора приблизительно 2 inches, и при отсутствии крена.

Рисунок 1-1 (Лист 2 из 2)

ВВЕДЕНИЕ

Данное справочное руководство пилота содержит 9 разделов и включает материалы, необходимые для пилота в соответствии с 14 CFR 23. Справочное руководство также содержит дополнительные данные, предоставленные компанией Cessna Aircraft Company.

В разделе 1 представлены основные технические данные и общая информация. Кроме того, данный раздел содержит определения и объяснения символов, аббревиатур и часто употребляемой терминологии.

ОПИСАНИЕ

ДВИГАТЕЛЬ

Количество двигателей: 1

Производитель двигателя: Textron Lycoming

Номер модели двигателя: IO-360-L2A

Тип двигателя: Без наддува, прямого привода, воздушного охлаждения, четырехцилиндровый, с горизонтально расположенными оппозитными цилиндрами, с впрыском топлива; рабочий объем – 360,0 cu. in.

Номинальная мощность и частота вращения: 180 ВНР при 2700 RPM.

ВИНТ

Производитель винта: McCauley Propeller Systems

Номер модели винта: 1A170E/JHA7660

Количество лопастей: 2

Диаметр винта: 76 inches

Тип винта: Постоянного шага

(Продолжение на след. странице)

ОПИСАНИЕ (Продолжение)

ТОПЛИВО

ВНИМАНИЕ

**ИСПОЛЬЗОВАНИЕ НЕОДОБРЕННОГО ВИДА
ТОПЛИВА МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ПОВРЕЖДЕНИЮ
ДВИГАТЕЛЯ И ЭЛЕМЕНТОВ ТОПЛИВНОЙ СИСТЕМЫ,
ЧТО МОЖЕТ ВЫЗВАТЬ ОТКАЗ ДВИГАТЕЛЯ.**

Одобренные марки топлива (и цвет):

Авиационный бензин марки 100LL (голубой)

Авиационный бензин марки 100 (зеленый)

ПРИМЕЧАНИЕ

При заправке топлива разрешается добавление изопропилового спирта или моноэтилового эфира диэтиленгликоля. Концентрация добавочных веществ не должна превышать 1% для изопропилового спирта или 0,10-0,15% для моноэтилового эфира диэтиленгликоля. См. раздел 8 для получения дополнительной информации.

ЕМКОСТЬ ТОПЛИВНЫХ БАКОВ

Полная емкость 56,0 U.S. GALLONS

Полная емкость вырабатываемого

топлива 53,0 U.S. GALLONS

Полная емкость каждого бака 28,0 U.S. GALLONS

Полная емкость вырабатываемого

топлива в каждом баке 26,5 U.S. GALLONS

ПРИМЕЧАНИЕ

Для обеспечения максимальной емкости топливных баков и минимизации поперечной перекачки топлива при заправке, всегда паркуйте самолет так, чтобы обеспечить его нормальное положение на земле и отсутствие крена, и поставьте переключатель топливных баков в положение LEFT (левый) или RIGHT (правый). Соответствующие размеры при нормальном положении на земле приведены на рисунке 1-1.

(Продолжение на след. странице)

ОПИСАНИЕ (Продолжение)

МАСЛЯНАЯ СИСТЕМА

СПЕЦИФИКАЦИЯ МАСЛА

Минеральное авиационное масло прямой перегонки MIL-L-6082 или SAE J1966: Используется при поставке самолета с завода и должно использоваться для доливки масла в течение первых 25 часов. После первых 25 часов эксплуатации самолета это масло необходимо слить и поменять фильтр. Залейте в двигатель минеральное авиационное масло прямой перегонки MIL-L-6082 или SAE J1966 и продолжайте использовать данное масло до достижения 50 часов общего времени эксплуатации или до стабилизации расхода масла.

Беззольное дисперсантное авиационное масло MIL-L-22851 или SAE J1899: Масло, соответствующее требованиям инструкции по эксплуатации № 1014 компании Textron Lycoming, а также всем изменениям и дополнениям к данной инструкции, **должно использоваться** по истечении 50 часов эксплуатации или после стабилизации расхода масла.

Рекомендованная вязкость в зависимости от температуры.

Температура	Минеральное авиационное масло прямой перегонки MIL-L-6082 или SAE J1966	Беззольное дисперсантное авиационное масло MIL-L-22851 или SAE J1899
Выше 27°C (80°F)	60	60
Выше 16°C (60°F)	50	40 или 50
от -1°C (30°F) до 32°C (90°F)	40	40
от -18°C (0°F) до 21°C (70°F)	30	30, 40 или 20W-40
Ниже -12°C (10°F)	20	30 или 20W-30
от -18°C (0°F) до 32°C (90°F)	20W-50	20W-50 или 15W-50
При любой температуре	—	15W-50 или 20W-50

ПРИМЕЧАНИЕ

При наложении двух диапазонов рабочих температур используйте масло с меньшей вязкостью.

ЕМКОСТЬ МАСЛЯНОЙ СИСТЕМЫ

Картер 8 U.S. QUARTS
Общая 9 U.S. QUARTS

(Продолжение на след. странице)

ОПИСАНИЕ (Продолжение)

МАКСИМАЛЬНЫЕ СЕРТИФИЦИРОВАННЫЕ МАССЫ

Рулежная масса:

Нормальная категория 2558 POUNDS

Многоцелевая категория 2208 POUNDS

Взлетная масса:

Нормальная категория 2550 POUNDS

Многоцелевая категория 2200 POUNDS

Посадочная масса:

Нормальная категория 2550 POUNDS

Многоцелевая категория 2200 POUNDS

ВЕС В БАГАЖНОМ ОТСЕКЕ, НОРМАЛЬНАЯ КАТЕГОРИЯ

Багажное отделение A (Station 82-108) 120 POUNDS

..... См. примечание ниже.

Багажное отделение B (Station 108-142) 50 POUNDS

..... См. примечание ниже.

ПРИМЕЧАНИЕ

Максимально допустимый общий вес для багажных отделений A и B – 120.

ВЕС В БАГАЖНОМ ОТСЕКЕ, МНОГОЦЕЛЕВАЯ КАТЕГОРИЯ

В этой категории, заднее кресло должно быть свободным, а багажный отсек – пустым.

(Продолжение на след. странице)

ОПИСАНИЕ (Продолжение)

СТАНДАРТНЫЕ МАССЫ САМОЛЕТА

Стандартная пустая масса	1663 POUNDS
Максимальная полезная нагрузка, нормальная категория	895 POUNDS
Максимальная полезная нагрузка, многоцелевая категория	545 POUNDS

РАЗМЕРЫ КАБИНЫ И ВХОДНЫХ ДВЕРЕЙ

Размеры внутренней части кабины и проемов входной двери подробно приведены в разделе 6.

РАЗМЕРЫ БАГАЖНОГО ОТСЕКА И ДВЕРИ БАГАЖНОГО ОТСЕКА

Размеры багажного отсека и проема двери багажного отсека приведены в разделе 6.

УДЕЛЬНЫЕ НАГРУЗКИ

Нагрузка на крыло	14,7 lbs/sq. ft.
Нагрузка на единицу мощности	14,2 lbs/HP

СИМВОЛЫ, АББРЕВИАТУРЫ И ТЕРМИНОЛОГИЯ

ОБЩАЯ ТЕРМИНОЛОГИЯ И СИМВОЛЫ ОБОЗНАЧЕНИЯ ВОЗДУШНОЙ СКОРОСТИ

KCAS	Индикаторная воздушная скорость в узлах – приборная воздушная скорость, скорректированная с учетом положения и погрешности прибора и выраженная в узлах. Индикаторная воздушная скорость в узлах равняется KTAS в условиях стандартной атмосферы на уровне моря.
KIAS	Приборная воздушная скорость в узлах – скорость, отображаемая на указателе скорости и выраженная в узлах.
KTAS	Истинная воздушная скорость в узлах – воздушная скорость, выраженная в узлах, относительно невозмущенного воздушного потока, которая равняется KCAS, скорректированной с учетом высоты и температуры.
V_A	Скорость маневрирования – максимальная скорость, при которой органы управления можно перемещать до упора или резкими движениями, не создавая недопустимую перегрузку самолета.
V_{FE}	Максимальная скорость с выпущенными закрылками – максимально допустимая скорость с закрылками в заданном выпущенном положении.
V_{DO}	Максимальная конструктивная крейсерская скорость – скорость, которая не должна превышать, кроме случаев полета в спокойном воздушном потоке. При этом, превышение допускается с особой осторожностью.
V_{FE}	Максимально допустимая скорость – предельная скорость, которая не должна превышать ни при каких обстоятельствах.
V_S	Скорость сваливания или минимальная скорость стабильного полета – минимальная скорость, при которой самолет является управляемым.
V_{SO}	Скорость сваливания или минимальная скорость стабильного полета – минимальная скорость, при которой самолет является управляемым в посадочной конфигурации при самой передней центровке.
V_X	Скорость набора высоты с оптимальным углом – скорость, соответствующая наибольшему набору высоты на заданном расстоянии в горизонтальной плоскости.
V_Y	Скорость набора высоты с оптимальной скороподъемностью – скорость, соответствующая наибольшему набору высоты за заданное время.

(Продолжение на след. странице)

СИМВОЛЫ, АББРЕВИАТУРЫ И ТЕРМИНОЛОГИЯ

(Продолжение)

МЕТЕОРОЛОГИЧЕСКАЯ ТЕРМИНОЛОГИЯ

OAT	Температура наружного воздуха – статическая температура атмосферного воздуха. Температура может выражаться как в градусах Цельсия, так и по Фаренгейту.
Standard Temperature	Стандартная температура составляет 15°C при барометрической высоте, соответствующей уровню моря и уменьшается на 2°C за каждые 1000 feet набора высоты.
Pressure Altitude	Барометрическая высота – высота, отображаемая на высотомере при установке барометрической шкалы высотомера на 29,92 ртутного столба (1013 миллибар).

ТЕРМИНОЛОГИЯ ПО МОЩНОСТИ ДВИГАТЕЛЯ

BHP	Мощность на валу в л.с. – мощность, вырабатываемая двигателем.
RPM	Количество оборотов в минуту – частота вращения двигателя.
Static RPM	Статическая частота вращения – частота вращения двигателя, достигаемая при опробовании двигателя самолета, находящегося на земле в неподвижном состоянии, на полном газе.
Lean Mixture	Обедненная рабочая смесь – пониженное содержание топлива в топливной смеси, подаваемой в двигатель. При снижении плотности воздуха количество топлива, необходимого для работы двигателя на заданном режиме, уменьшается. Регулирование топливной смеси для обеспечения меньшего содержания топлива в смеси известно как «обеднение» смеси.

(Продолжение на след. странице)

СИМВОЛЫ, АББРЕВИАТУРЫ И ТЕРМИНОЛОГИЯ

(Продолжение)

ТЕРМИНОЛОГИЯ ПО МОЩНОСТИ ДВИГАТЕЛЯ

(Продолжение)

Rich Mixture	Обогащенная рабочая смесь – увеличенное пропорциональное содержание топлива в топливной смеси, подаваемой в двигатель. При увеличении плотности воздуха количество топлива, необходимого для работы двигателя на заданном режиме, увеличивается. Регулирование топливной смеси для обеспечения большего содержания топлива в смеси известно как «обогащение» смеси.
Full Rich	Наиболее обогащенная рабочая смесь – рычаг регулирования состава смеси перемещен вперед до упора (от себя до упора по направлению к панели).
Idle Cutoff	Прекращение подачи – рычаг регулирования состава смеси перемещен назад до упора (на себя до упора по направлению от панели).
Full Throttle	Полный газ – рычаг управления газом отведен вперед до упора (от себя до упора по направлению к панели). Данное положение рычага также называется «полностью открытый» дроссель.
Closed Throttle	Закрытый дроссель – рычаг управления газом отведен назад до упора (на себя до упора по направлению от панели). Данное положение рычага также называется положение малого газа.

(Продолжение на след. странице)

СИМВОЛЫ, АББРЕВИАТУРЫ И ТЕРМИНОЛОГИЯ

(Продолжение)

ТЕРМИНОЛОГИЯ ПО ХАРАКТЕРИСТИКАМ САМОЛЕТА И ПЛАНИРОВАНИЮ ПОЛЕТА

Demonstrated Crosswind Velocity	Фактическая скорость бокового ветра – скорость поперечной составляющей ветра, при которой сохранялось адекватное управление самолетом при взлете и посадке во время сертификационных испытаний. Указанное значение не считается предельным.
Usable Fuel	Вырабатываемое топливо – топливо, доступное для планирования полета.
Unusable Fuel	Невырабатываемое топливо – объем топлива, который не может быть безопасно использован в полете.
GPH	Галлонов в час – объем топлива, потребляемый за один час.
NMPG	Морских миль на галлон – предполагаемое расстояние, преодолеваемое самолетом при расходе одного галлона топлива при заданной мощности двигателя и/или полетной конфигурации.
g	g – ускорение силы тяжести.
Course Datum	Исходный курс – показания компаса, используемые автопилотом вместе с курсовой девиацией для обеспечения поперечного управления при отслеживании навигационного сигнала.

(Продолжение на след. странице)

СИМВОЛЫ, АББРЕВИАТУРЫ И ТЕРМИНОЛОГИЯ

(Продолжение)

ТЕРМИНОЛОГИЯ ПО МАССЕ И ЦЕНТРОВКЕ

Reference Datum	Опорная плоскость – воображаемая вертикальная плоскость, от которой измеряются все расстояния в горизонтальной плоскости, необходимые для центровки.
Station	Станция – местоположение вдоль фюзеляжа самолета, определяемое в единицах расстояния от опорной плоскости.
Arm	Плечо – расстояние в горизонтальной плоскости от опорной плоскости до центра тяжести элемента.
Moment	Момент – произведение веса элемента на его плечо. (Момент, поделенный на постоянную величину, равную 1000, используется в данном справочном руководстве пилота с целью упрощения расчетов центровки за счет уменьшения количества знаков).
Center of Gravity (C.G.)	Центр тяжести – точка, в которой будет достигаться центровка самолета или оборудования в подвешенном состоянии. Расстояние этой точки от опорной плоскости определяется делением общего момента на общий вес самолета.
C.G. Arm	Плечо центра тяжести – плечо, получаемое сложением отдельных моментов элементов самолета и делением суммы на общий вес.
C.G. Limits	Пределы центра тяжести – границы центра тяжести, в рамках которых должна происходить эксплуатация самолета при данной массе.
Standard Empty Weight	Стандартная пустая снаряженная масса – масса пустого стандартного самолета, включающая невырабатываемое топливо, полный вес рабочих жидкостей и полный вес моторного масла.

(Продолжение на след. странице)

СИМВОЛЫ, АББРЕВИАТУРЫ И ТЕРМИНОЛОГИЯ

(Продолжение)

ТЕРМИНОЛОГИЯ ПО МАССЕ И ЦЕНТРОВКЕ

(Продолжение)

Basic Empty Weight	Базовая снаряженная масса – стандартная пустая снаряженная масса плюс масса дополнительного оборудования.
Useful Load	Полезная нагрузка – разность между рулевой массой и базовой снаряженной массой.
MAC	САХ (средняя аэродинамическая хорда) – хорда воображаемой прямоугольной аэродинамической поверхности, имеющая такие же продольные моменты при различных режимах полета, как и реальное крыло.
Maximum Ramp Weight	Максимальная рулевая масса – максимальная масса, разрешенная для маневрирования на земле и включающая вес топлива, используемого для запуска двигателя и вырливания.
Maximum Take off Weight	Максимальная взлетная масса – максимальная масса, разрешенная для начала разбега при взлете.
Maximum Landing Weight	Максимальная посадочная масса – максимальная масса, разрешенная для касания при приземлении.
Tare	Вес тары – вес тормозных колодок, блоков, стенов и т.д., используемых при взвешивании самолета. Данный вес включается в показания взвешивания. Вес тары вычитается из показаний взвешивания для получения фактического веса самолета (нетто).

ПЕРЕВОДНАЯ ТАБЛИЦА (МЕТРИЧЕСКАЯ/БРИТАНСКАЯ/АМЕРИКАНСКАЯ СИСТЕМЫ ЕДИНИЦ)

Приведенные ниже таблицы предоставлены, чтобы помочь зарубежным пользователям преобразовать единицы американской системы измерения, используемые в данном справочном руководстве пилота, в метрическую и британскую системы единиц.

Стандарт, используемый для указанных единиц измерения – Национальный институт стандартов и технологии, Публикация 811, «Руководство по использованию международной системы единиц измерения».

Указанные таблицы приведены на следующих страницах.

ПРЕОБРАЗОВАНИЕ ЕДИНИЦ МАССЫ

B5719

(килограмм x 2,205 = Pounds) (Pounds x 0,454 = килограмм)

Перевод килограммов в фунты (Pounds)

кг	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9
	lb.	lb.	lb.	lb.	lb.	lb.	lb.	lb.	lb.	lb.
0		2,205	4,409	6,614	8,819	11,023	13,228	15,432	17,637	19,842
10	22,046	24,251	26,456	28,660	30,865	33,069	35,274	37,479	39,683	41,888
20	44,093	46,297	48,502	50,706	52,911	55,116	57,320	59,525	61,729	63,934
30	66,139	68,343	70,548	72,753	74,957	77,162	79,366	81,571	83,776	85,980
40	88,185	90,390	92,594	94,799	97,003	99,208	101,41	103,62	105,82	108,03
50	110,23	112,44	114,64	116,85	119,05	121,25	123,46	125,66	127,87	130,07
60	132,28	134,48	136,69	138,89	141,10	143,30	145,51	147,71	149,91	152,12
70	154,32	156,53	158,73	160,94	163,14	165,35	167,55	169,76	171,96	174,17
80	176,37	178,57	180,78	182,98	185,19	187,39	189,60	191,80	194,01	196,21
90	198,42	200,62	202,83	205,03	207,24	209,44	211,64	213,85	216,05	218,26
100	220,46	222,67	224,87	227,08	229,28	231,49	233,69	235,90	238,10	240,30

Перевод фунтов (Pounds) в килограммы

lb.	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9
	кг	кг	кг	кг	кг	кг	кг	кг	кг	кг
0		0,454	0,907	1,361	1,814	2,268	2,722	3,175	3,629	4,082
10	4,536	4,990	5,443	5,897	6,350	6,804	7,257	7,711	8,165	8,618
20	9,072	9,525	9,979	10,433	10,886	11,340	11,793	12,247	12,701	13,154
30	13,608	14,061	14,515	14,969	15,422	15,876	16,329	16,783	17,237	17,690
40	18,144	18,597	19,051	19,504	19,958	20,412	20,865	21,319	21,772	22,226
50	22,680	23,133	23,587	24,040	24,494	24,948	25,401	25,855	26,303	26,762
60	27,216	27,669	28,123	28,576	29,030	29,484	29,937	30,391	30,844	31,298
70	31,752	32,205	32,659	33,112	33,566	34,019	34,473	34,927	35,380	35,834
80	36,287	36,741	37,195	37,648	38,102	38,555	39,009	39,463	39,916	40,370
90	40,823	41,277	41,731	42,184	42,638	43,091	43,545	43,999	44,452	44,906
100	45,359	45,813	46,266	46,720	47,174	47,627	48,081	48,534	48,988	49,442

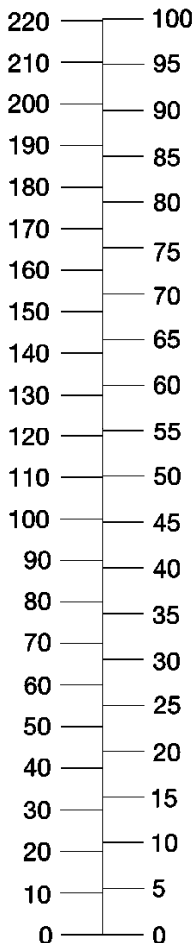
Рисунок 1-2 (Лист 1 из 2)

ПРЕОБРАЗОВАНИЕ ЕДИНИЦ МАССЫ

BS061

(килограмм x 2,205 = Pounds) (Pounds x 0,454 = килограмм)

Pounds КИЛОГРАММЫ



Единицы x 10, 100 и т.д.

0686T1027

Рисунок 1-2 (Лист 2 из 2)

ПРЕОБРАЗОВАНИЕ ЕДИНИЦ ДЛИНЫ

B5720

(метр x 3,281 = Feet) (Feet x 0,305 = метр)

Перевод метров в футы (Feet)

м	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9
	feet	feet	feet	feet	feet	feet	feet	feet	feet	feet
0	---	3,281	6,562	9,842	13,123	16,404	19,685	22,956	26,247	29,528
10	32,808	36,089	39,370	42,651	45,932	49,212	52,493	55,774	59,055	62,336
20	65,617	68,897	72,178	75,459	78,740	82,021	85,302	88,582	91,863	95,144
30	98,425	101,71	104,99	108,27	111,55	114,83	118,11	121,39	124,67	127,95
40	131,23	134,51	137,79	141,08	144,36	147,64	150,92	154,20	157,48	160,76
50	164,04	167,32	170,60	173,86	177,16	180,45	183,73	187,01	190,29	193,57
60	195,85	200,13	203,41	206,69	209,97	213,25	216,53	219,82	223,10	226,38
70	229,66	232,94	236,22	239,50	242,78	246,06	249,34	252,62	255,90	259,19
80	262,47	265,75	269,03	272,31	275,59	278,87	282,15	285,43	288,71	291,58
90	295,27	298,56	301,84	305,12	308,40	311,68	314,96	318,24	321,52	324,80
100	328,08	331,36	334,64	337,93	341,21	344,49	347,77	351,05	354,33	357,61

Перевод футов (Feet) в метры

ft	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9
	м	м	м	м	м	м	м	м	м	м
0	---	0,305	0,610	0,914	1,219	1,524	1,829	2,134	2,438	2,743
10	3,048	3,353	3,658	3,962	4,267	4,572	4,877	5,182	5,486	5,791
20	6,096	6,401	6,706	7,010	7,315	7,620	7,925	8,230	8,534	8,839
30	9,144	9,449	9,754	10,058	10,363	10,668	10,973	11,278	11,582	11,887
40	12,192	12,497	12,802	13,106	13,411	13,716	14,021	14,326	14,630	14,935
50	15,240	15,545	15,850	16,154	16,459	16,754	17,069	17,374	17,678	17,983
60	18,288	18,593	18,898	19,202	19,507	19,812	20,117	20,422	20,726	21,031
70	21,336	21,641	21,946	22,250	22,555	22,860	23,165	23,470	23,774	24,079
80	24,384	24,689	24,994	25,298	25,603	25,908	26,213	26,518	26,822	27,127
90	27,432	27,737	28,042	28,346	28,651	28,956	29,261	29,566	29,870	30,175
100	30,480	30,785	31,090	31,394	31,699	32,004	32,309	32,614	32,918	33,223

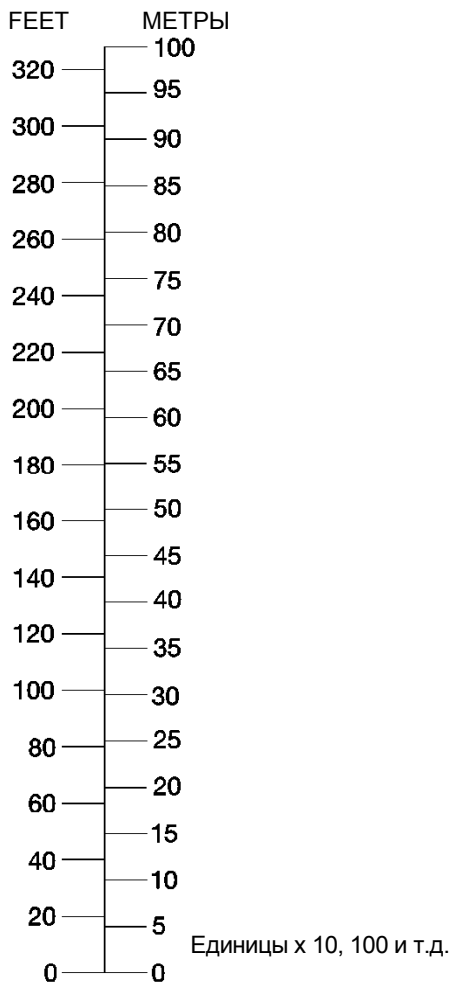
Рисунок 1-3 (Лист 1 из 4)

ПРЕОБРАЗОВАНИЕ ЕДИНИЦ ДЛИНЫ

B3082

(метр x 3,281 = Feet)

(Feet x 0,305 = метр)



0585T1027

Рисунок 1-3 (Лист 2)

ПРЕОБРАЗОВАНИЕ ЕДИНИЦ ДЛИНЫ

B5721

(сантиметр x 0,394 = Inches) (Inches x 2,54 = сантиметр)

Перевод сантиметров в дюймы (Inches)

CM	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9
	in.	in.	in.	in.	in.	in.	in.	in.	in.	in.
0	---	0,394	0,787	1,181	1,575	1,969	2,362	2,756	3,150	3,543
10	3,937	4,331	4,724	5,118	5,512	5,906	6,299	6,693	7,087	7,480
20	7,874	8,268	8,661	9,055	9,449	9,843	10,236	10,630	11,024	11,417
30	11,811	12,205	12,598	12,992	13,386	13,780	14,173	14,567	14,961	15,354
40	15,748	16,142	16,535	16,929	17,323	17,717	18,110	18,504	18,898	19,291
50	19,685	20,079	20,472	20,866	21,260	21,654	22,047	22,441	22,835	23,228
60	23,622	24,016	24,409	24,803	25,197	25,591	25,984	26,378	26,772	27,164
70	27,559	27,953	28,346	28,740	29,134	29,528	29,921	30,315	30,709	31,102
80	31,496	31,890	32,283	32,677	33,071	33,465	33,858	34,252	34,646	35,039
90	35,433	35,827	36,220	36,614	37,008	37,402	37,795	38,189	38,583	38,976
100	39,370	39,764	40,157	40,551	40,945	41,339	41,732	42,126	42,520	42,913

Перевод дюймов (Inches) в сантиметры

in	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9
	CM	CM	CM	CM	CM	CM	CM	CM	CM	CM
0	---	2,54	5,08	7,62	10,16	12,70	15,24	17,78	20,32	22,96
10	25,40	27,94	30,48	33,02	35,56	38,10	40,64	43,18	45,72	48,26
20	50,80	53,34	55,88	58,42	60,96	63,50	66,04	68,58	71,12	73,66
30	76,20	78,74	81,28	83,82	86,36	88,90	91,44	93,98	96,52	99,06
40	101,60	104,14	106,68	109,22	111,76	114,30	116,84	119,38	121,92	124,46
50	127,00	129,54	132,08	134,62	137,16	139,70	142,24	144,78	147,32	149,86
60	152,40	154,94	157,48	160,02	162,56	165,10	167,64	170,18	172,72	175,26
70	177,80	180,34	182,88	185,42	187,96	190,50	193,04	195,58	198,12	200,66
80	203,20	205,74	208,28	210,82	213,36	215,90	218,44	220,98	223,52	226,06
90	228,60	231,14	233,68	236,22	238,76	241,30	243,84	246,38	248,92	251,46
100	254,00	256,54	259,08	261,62	264,16	266,70	269,24	271,78	274,32	276,86

Рисунок 1-3 (Лист 3)

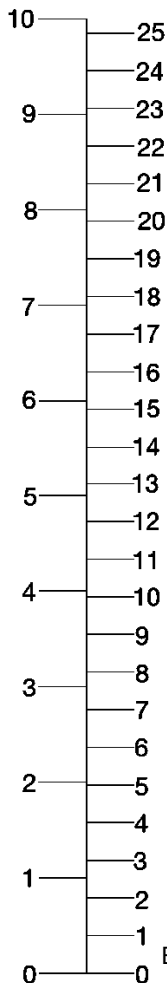
ПРЕОБРАЗОВАНИЕ ЕДИНИЦ ДЛИНЫ

B3083

(сантиметр x 0,394 = Inches)

(Inches x 2,54 = сантиметр)

INCHES САНТИМЕТРЫ



Единицы x 10, 100 и т.д.

0585T1028

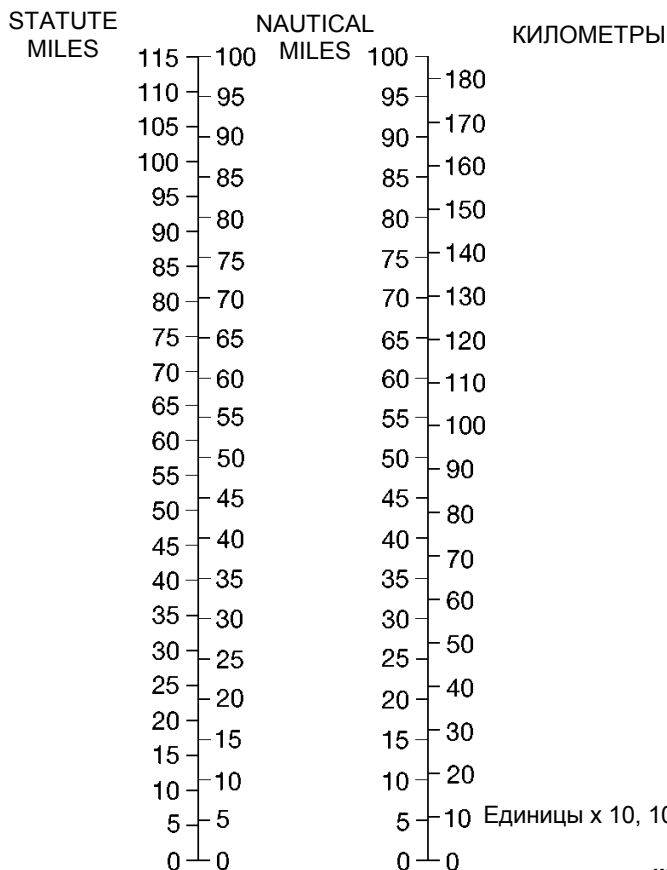
Рисунок 1-3 (Лист 4)

ПРЕОБРАЗОВАНИЕ ЕДИНИЦ РАССТОЯНИЯ

83084

(Statute Miles x 1,609 = километр)
(Statute Miles x 0,869 = Naut. Miles)
(Nautical Miles x 1,852 = километр)

(километр x 0,622 = Statute Miles)
(Nautical Miles x 1,15 = Statute Miles)
(километр x 0,54 = Nautical Miles)



0585T1029

Рисунок 1-4

ПРЕОБРАЗОВАНИЕ ЕДИНИЦ ОБЪЕМА

B5722

(Imperial Gallons x 4,546 = литр) (литр x 0,22 = Imperial Gallons)

Перевод литров в британские галлоны (Imperial Gallons)

л	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9
	IG	IG	IG	IG	IG	IG	IG	IG	IG	IG
0	---	0,220	0,440	0,660	0,880	1,100	1,320	1,540	1,760	1,980
10	2,200	2,420	2,640	2,860	3,080	3,300	3,520	3,740	3,960	4,180
20	4,400	4,620	4,840	5,059	5,279	5,499	5,719	5,939	6,159	6,379
30	6,599	6,819	7,039	7,259	7,479	7,699	7,919	8,139	8,359	8,579
40	8,799	9,019	9,239	9,459	9,679	9,899	10,119	10,339	10,559	10,779
50	10,999	11,219	11,439	11,659	11,879	12,099	12,319	12,539	12,759	12,979
60	13,199	13,419	13,639	13,859	14,078	14,298	14,518	14,738	14,958	15,178
70	15,398	15,618	15,838	16,058	16,278	16,498	16,718	16,938	17,158	17,378
80	17,598	17,818	18,038	18,258	18,478	18,698	18,918	19,138	19,358	19,578
90	19,798	20,018	20,238	20,458	20,678	20,898	21,118	21,338	21,558	21,778
100	21,998	22,218	22,438	22,658	22,878	23,098	23,318	23,537	23,757	23,977

Перевод британских галлонов (Imperial Gallons) в литры

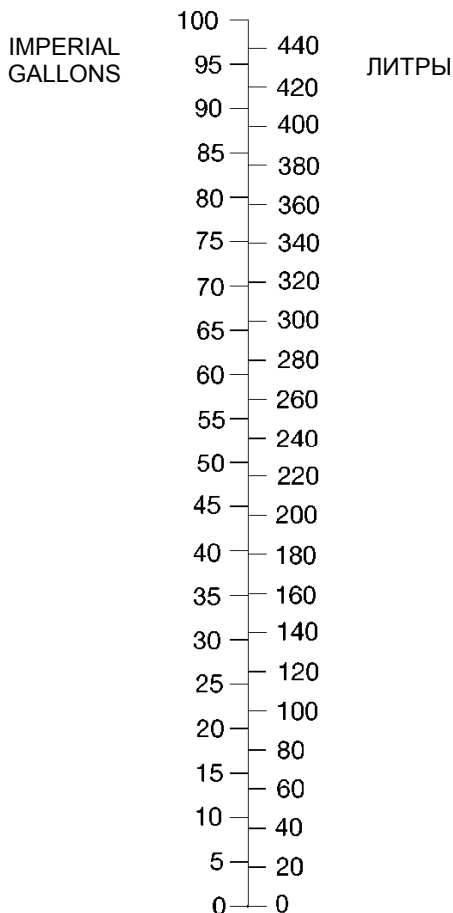
IG	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9
	л	л	л	л	л	л	л	л	л	л
0	---	4,546	9,092	13,638	18,184	22,730	27,276	31,822	36,368	40,914
10	45,460	50,006	54,552	59,097	63,643	68,189	72,735	77,281	81,827	86,373
20	90,919	95,465	100,01	104,56	109,10	113,65	118,20	122,74	127,29	131,83
30	136,38	140,93	145,47	150,02	154,56	159,11	163,66	168,20	172,75	177,29
40	181,84	186,38	190,93	195,48	200,02	204,57	209,11	213,66	218,21	222,75
50	227,30	231,84	236,39	240,94	245,48	250,03	254,57	259,12	263,67	268,21
60	272,76	277,30	281,85	286,40	290,94	295,49	300,03	304,58	309,13	313,67
70	318,22	322,76	327,31	331,86	336,40	340,95	345,49	350,04	354,59	359,13
80	363,68	368,22	372,77	377,32	381,86	386,41	390,95	395,50	400,04	404,59
90	409,14	413,68	418,23	422,77	427,32	431,87	436,41	440,96	445,50	450,05
100	454,60	459,14	463,69	468,23	472,78	477,33	481,87	486,42	490,96	495,51

Рисунок 1-5 (Лист 1 из 3)

ПРЕОБРАЗОВАНИЕ ЕДИНИЦ ОБЪЕМА

Б3085

(Imperial Gallons x 4,546 = литр)
(литр x 0,22 = Imperial Gallons)



Единицы x 10, 100 и т.д.

0585T1032

Рисунок 1-5 (Лист 2)

ПРЕОБРАЗОВАНИЕ ЕДИНИЦ ОБЪЕМА

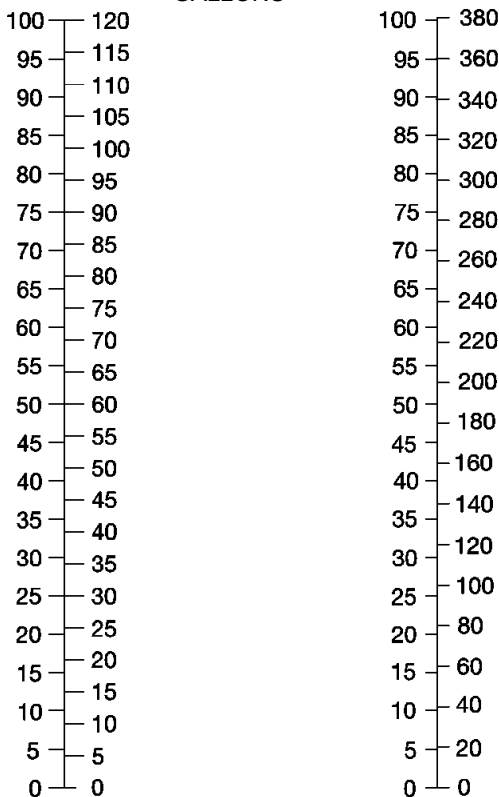
B3086

(Imperial Gallons x 1,2 = U.S. Gallons)
(U.S. Gallons x 0,883 = Imperial Gallons)
(U.S. Gallons x 3,785 = литр)
(литр x 0,264 = U.S. Gallons)

IMPERIAL
GALLONS

U.S.
GALLONS

ЛИТР



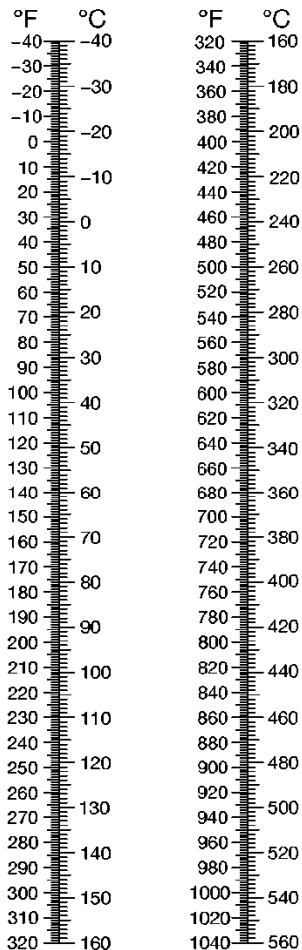
0685T1033

Рисунок 1-5 (Лист 3)

ПРЕОБРАЗОВАНИЕ ЕДИНИЦ ТЕМПЕРАТУРЫ

B3057

$$(F - 32) \times 5/9 = ^\circ C \quad ^\circ C \times 9/5 + 32 = ^\circ F$$



0585T1034

Рисунок 1-6

ПРЕОБРАЗОВАНИЕ ЕДИНИЦ ДАВЛЕНИЯ

ГЕКТОПАСКАЛИ В ДЮЙМЫ РТУТНОГО СТОЛБА (INCHES OF MERCURY)

B3995

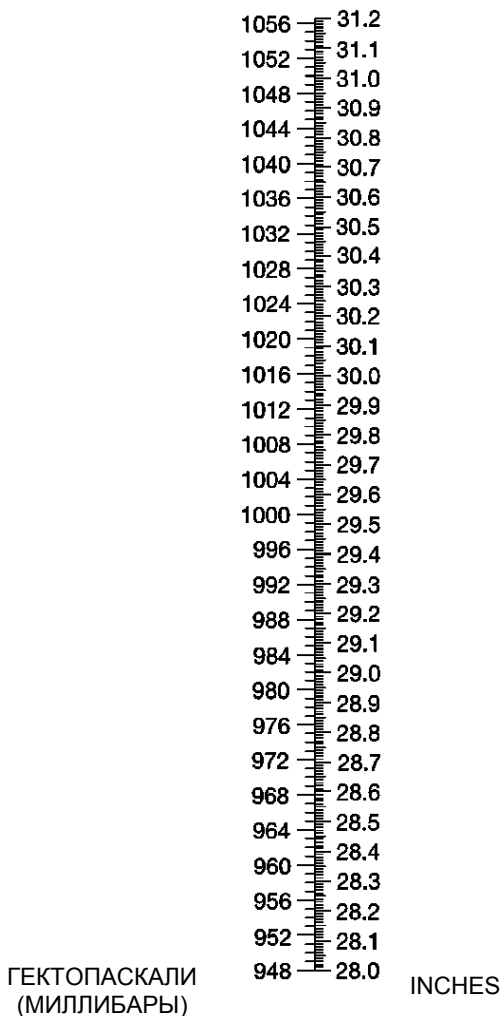


Рисунок 1-7

ПРЕОБРАЗОВАНИЕ ЕДИНИЦ ОБЪЕМА В ЕДИНИЦЫ МАССЫ

Удельный вес авиационного бензина = 0,72

(литр x 0,72 = килограмм)

(литр x 1,58 = Pounds)

ЛИТРЫ

POUNDS

(килограмм x 1,389 = литр)

(Pounds x 0,633 = литр)

ЛИТРЫ

КИЛОГРАММЫ



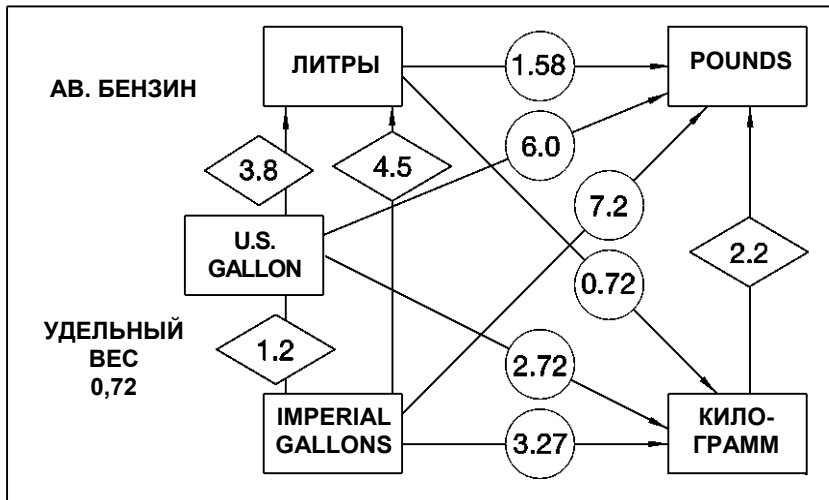
Единицы x 10, 100 и т.д.

0585T1030

Рисунок 1-8

БЫСТРЫЕ ПРЕОБРАЗОВАНИЯ

B9089



0585T1031

Рисунок 1-9

ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ

ОГЛАВЛЕНИЕ

	Страница
Введение	2-3
Ограничения воздушной скорости	2-4
Обозначения на указателе воздушной скорости	2-5
Ограничения по силовой установке	2-6
Обозначения на приборах силовой установки	2-7
Ограничения массы	2-8
Нормальная категория	2-8
Максимальный вес в багажном отсеке – Нормальная категория	2-8
Многоцелевая категория	2-8
Максимальный вес в багажном отсеке – Многоцелевая категория	2-8
Ограничения центровки	2-9
Нормальная категория	2-9
Многоцелевая категория	2-9
Ограничения маневренности	2-10
Нормальная категория	2-10
Многоцелевая категория	2-10
Ограничения коэффициента полетной перегрузки	2-11
Нормальная категория	2-11
Многоцелевая категория	2-11
Ограничения по видам полетов	2-12
Список оборудования для различных видов полетов	2-13
Ограничения по топливу	2-18
Ограничения по закрылкам	2-18
Ограничения по системам	2-19
Дополнительная аудиосистема AUX	2-19
Электрическая система 12В	2-19
Ограничения по G1000	2-20
Автоматическая система управления полетом GFC 700 AFCS (при наличии)	2-21
Система предупреждения о сближении с землей (TAWS-B)	2-22
Трафареты	2-23



CESSNA
МОДЕЛЬ 172S NAV III
GFC 700 AFCS

ИНФОРМАЦИОННОЕ РУКОВОДСТВО
РАЗДЕЛ 2
ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ

Страница намеренно оставлена пустой

ВВЕДЕНИЕ

В разделе 2 рассматриваются эксплуатационные ограничения, обозначения на приборах и основные трафареты, необходимые для безопасной эксплуатации самолета, его двигателя, стандартных систем и оборудования. Ограничения, приведенные в данном разделе и в разделе 9, утверждены Федеральной авиационной администрацией США. Соблюдение данных эксплуатационных ограничений обязательно согласно Федеральным авиационным правилам США.

ПРИМЕЧАНИЕ

- Измененные эксплуатационные ограничения, процедуры, летные характеристики и другая необходимая информация для самолетов, оснащенных особым оборудованием, приведена в приложениях, раздел 9, к данному справочному руководству пилота.
- Воздушные скорости, перечисленные на рисунке 2-1, Ограничения воздушных скоростей, и рисунок 2-2, Обозначения на указателе воздушной скорости, основаны на данных тарировки воздушной скорости, приведенных в разделе 5, при нормальном источнике статического давления. При использовании резервного источника статического давления, необходимо иметь достаточный запас на случай отклонений при тарировке воздушной скорости между значениями стандартного и дополнительного источников, как показано в разделе 5.

Самолет Cessna Модель No. 172S имеет Сертификат Типа № 3A12 Федеральной авиационной администрации США.

ОГРАНИЧЕНИЯ ВОЗДУШНОЙ СКОРОСТИ

Ограничения воздушной скорости и их эксплуатационные значения приведены на рисунке 2-1. Указанные скорости маневрирования приведены для самолетов нормальной категории. Скорость маневрирования для многоцелевой категории составляет 98 KIAS при массе 2200 pounds.

ОГРАНИЧЕНИЯ ВОЗДУШНОЙ СКОРОСТИ

СИМВОЛ	СКОРОСТЬ	KCAS	KIAS	ЗАМЕЧАНИЯ
VNE	Максимально допустимая скорость	160	163	Не превышайте данную скорость ни при каких обстоятельствах.
VNO	Максимальная конструктивная крейсерская скорость	126	129	Превышение данной скорости допускается только в спокойном воздушном потоке и с особой осторожностью.
V_A	Скорость маневрирования: 2550 Pounds 2200 Pounds 1900 Pounds	102 95 88	105 98 90	Не перемещайте органы управления до упора или резкими движениями при скорости выше указанной.
VFE	Максимальная скорость с выпущенными закрылками ЗАКРЫЛКИ 10° ЗАКРЫЛКИ 10° до положения FULL (полностью выпущены)	107 85	110 85	Не превышайте данную скорость с выпущенными закрылками.
-----	Максимальная скорость при открытом окне	160	163	Не превышайте данную скорость с открытыми окнами.

Рисунок 2-1

ОБОЗНАЧЕНИЯ НА УКАЗАТЕЛЕ ВОЗДУШНОЙ СКОРОСТИ

Обозначения на указателе воздушной скорости и значения их цветовых кодов приведены на рисунке 2-2.

ОБОЗНАЧЕНИЯ НА УКАЗАТЕЛЕ ВОЗДУШНОЙ СКОРОСТИ

ОБОЗНАЧЕНИЕ	ЗНАЧЕНИЕ KIAS ИЛИ ДИАПАЗОН ЗНАЧЕНИЙ	ЗНАЧЕНИЕ ЦВЕТОВОГО КОДА
Красная дуга*	20 - 40	Предупреждение о низкой воздушной скорости
Белая дуга	40 - 85	Рабочий диапазон с полностью выпущенными закрылками. Нижним пределом является V_{SO} при максимальной массе в посадочной конфигурации. Верхним пределом является максимально допустимая скорость с выпущенными закрылками.
Зеленая дуга	48 - 129	Нормальный рабочий диапазон. Нижним пределом является V_{S1} при максимальной массе и предельной передней центровке с убранными закрылками. Верхним пределом является максимальная конструктивная крейсерская скорость.
Желтая дуга	129 - 163	Пилотажные операции необходимо выполнять с особой осторожностью и только в спокойном воздухе.
Красная линия	163	Максимальная скорость для любых операций.

*относится только к указателю воздушной скорости G1000.

Рисунок 2-2

ОГРАНИЧЕНИЯ ПО СИЛОВОЙ УСТАНОВКЕ

Производитель двигателя: Textron Lycoming

Модель двигателя: IO-360-L2A

Максимальная мощность: 180 ВНР (п.с.)

Эксплуатационные ограничения двигателя на взлетном режиме и режиме непрерывной работы

Максимальная частота вращения двигателя: 2700 RPM

ПРИМЕЧАНИЕ

Диапазон статической частоты вращения на полном газе – 2300-2400 RPM.

Максимальная температура масла: 245°F (118°C)

Давление масла, минимальное: 20 PSI

Давление масла, максимальное: 115 PSI

ВНИМАНИЕ

РАБОТА ДВИГАТЕЛЯ ПРИ ПОКАЗАНИЯХ ДАВЛЕНИЯ МАСЛА НИЖЕ ЗЕЛЕННОГО ДИАПАЗОНА ВО ВРЕМЯ КРЕЙСЕРСКОГО ПОЛЕТА ИЛИ НАБОРА ВЫСОТЫ СЧИТАЕТСЯ НЕНОРМАЛЬНОЙ И ТРЕБУЕТ ПРОВЕРКИ КВАЛИФИЦИРОВАННЫМ ТЕХНИЧЕСКИМ ПЕРСОНАЛОМ ДО СЛЕДУЮЩЕГО ВЫЛЕТА САМОЛЕТА.

Марка топлива: См. Ограничения по топливу

Марка масла (технические требования):

Минеральное авиационное масло прямой перегонки MIL-L-6082 или SAE J1966 или беззолное дисперсантное авиационное масло MIL-L-22851 или SAE J1899. Используемое масло **должно соответствовать** последней версии инструкции по эксплуатации № 1014 компании Textron Lycoming и/или приложению к ней.

Производитель винта: McCauley Propeller Systems

Номер модели винта: 1A170E/JNA7660

Диаметр винта:

Максимальный 76 INCHES

Минимальный 75 INCHES

ОБОЗНАЧЕНИЯ НА ПРИБОРАХ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ

Обозначения на приборах силовой установки и значения их цветовых кодов приведены на рисунке 2-3. Эксплуатация самолета при показаниях в красном диапазоне запрещена. Избегайте эксплуатации самолета при показаниях приборов в желтом диапазоне.

ОБОЗНАЧЕНИЯ НА ПРИБОРАХ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ

ПРИБОР	КРАСНАЯ ЛИНИЯ (МИН)	КРАСНАЯ ДУГА (НИЖН.)	ЖЕЛТАЯ ДУГА	ЗЕЛЕНАЯ ДУГА (НОРМАЛЬ- НЫЙ РАБОЧИЙ ДИАПАЗОН)	КРАСНАЯ ДУГА (ВЕРХ.)
Тахометр Уровень моря 5000 Feet 10000 Feet	----	----	----	2100 - 2500 2100 - 2600 2100 - 2700 RPM	2700* - 3000 RPM
Темпера- тура головки цилиндра	----	----	----	200 - 500°F	----
Темпера- тура масла	----	----	----	100 - 245°F	245* - 250°F
Давление масла	----	0 - 20 PSI	----	50 - 90 PSI	115* - 120 PSI
Объем топлива	0 (1,5 Gallons невываба- ты- ваемого топлива в каждом баке)		0 - 5 Gallons	5 - 24 Gallons	
Расход топлива	----	----	----	0 - 12 GPH	----
Индикатор вакуума	----	----	----	4,5 - 5,5	----

*Верхним эксплуатационным пределом является нижний конец красной дуги.

Рисунок 2-3

ОГРАНИЧЕНИЯ МАССЫ

НОРМАЛЬНАЯ КАТЕГОРИЯ

Максимальная рулежная масса: 2558 POUNDS
Максимальная взлетная масса: 2550 POUNDS
Максимальная посадочная масса 2550 POUNDS

МАКСИМАЛЬНЫЙ ВЕС В БАГАЖНОМ ОТСЕКЕ – НОРМАЛЬНАЯ КАТЕГОРИЯ

Багажное отделение А - (Stations 82-108): 120 POUNDS
..... См. примечание ниже.
Багажное отделение В - (Stations 108-142): 50 POUNDS
..... См. примечание ниже.

ПРИМЕЧАНИЕ

Максимально допустимый общий вес для багажных отделений А и В – 120 Pounds.

МНОГОЦЕЛЕВАЯ КАТЕГОРИЯ

Максимальная рулежная масса: 2208 POUNDS
Максимальная взлетная масса: 2200 POUNDS
Максимальная посадочная масса 2200 POUNDS

МАКСИМАЛЬНЫЙ ВЕС В БАГАЖНОМ ОТСЕКЕ – МНОГОЦЕЛЕВАЯ КАТЕГОРИЯ

Багажный отсек должен быть пустым, а заднее кресло – незанятым.

ОГРАНИЧЕНИЯ ЦЕНТРОВКИ

НОРМАЛЬНАЯ КАТЕГОРИЯ

Диапазон центровок:

Передняя: 35,0 inches по направлению к хвосту от опорной плоскости при весе 1950 rounds или менее, с пропорциональным изменением до 41,0 inches по направлению к хвосту от опорной плоскости при весе 2550 pounds.

Задняя: 47,3 inches по направлению к хвосту от опорной плоскости при любом весе.

Опорная плоскость: Нижняя часть передней панели противопожарной перегородки.

МНОГОЦЕЛЕВАЯ КАТЕГОРИЯ

Диапазон центровок:

Передняя: 35,0 inches по направлению к хвосту от опорной плоскости при весе 1950 rounds или менее, с пропорциональным изменением до 37,5 inches по направлению к хвосту от опорной плоскости при весе 2200 pounds.

Задняя: 40,5 inches по направлению к хвосту от опорной плоскости при любом весе.

Опорная плоскость: Нижняя часть передней панели противопожарной перегородки.

ОГРАНИЧЕНИЯ МАНЕВРЕННОСТИ

НОРМАЛЬНАЯ КАТЕГОРИЯ

Данный самолет сертифицирован как для нормальной, так и для многоцелевой категории. Нормальная категория применима к самолетам, предназначенным для не акробатических полетов. Это относится к любым маневрам, которые могут случиться в нормальном полете, включая сваливание (за исключением скольжения на хвост), горизонтальную восьмерку, боевой разворот и разворот с углом крена, не превышающим 60°.

МАНЕВРЫ НОРМАЛЬНОЙ КАТЕГОРИИ И РЕКОМЕНДОВАННАЯ СКОРОСТЬ ДЛЯ ВХОДА В ФИГУРУ ПИЛОТАЖА*

Боевые развороты	105 KNOTS
Горизонтальные восьмерки	105 KNOTS
Виражи	95 KNOTS
Сваливания (кроме скольжений на хвост)	Медленное снижение скорости

*** Запрещается резкое перемещение органов управления на скорости выше 105 KNOTS.**

МНОГОЦЕЛЕВАЯ КАТЕГОРИЯ

Данный самолет не разработан специально для выполнения акробатических пилотажных фигур. Однако, при получении различных сертификатов, таких как коммерческий пилот и пилот-инструктор, согласно требованиям Федеральной авиационной администрации США необходимо выполнение определенных маневров. Выполнение всех этих маневров разрешается на этом самолете при его эксплуатации в рамках многоцелевой категории.

Для соответствия многоцелевой категории, заднее кресло должно быть свободным, а багажный отсек – пустым.

МАНЕВРЫ МНОГОЦЕЛЕВОЙ КАТЕГОРИИ И РЕКОМЕНДОВАННАЯ СКОРОСТЬ ДЛЯ ВХОДА В ФИГУРУ ПИЛОТАЖА*

Боевые развороты	105 KNOTS
Горизонтальные восьмерки	105 KNOTS
Виражи	95 KNOTS
Штопоры	Медленное снижение скорости
Сваливания (кроме скольжений на хвост)	Медленное снижение скорости

*** Запрещается резкое перемещение органов управления на скорости выше 98 KNOTS.**

(Продолжение на след. странице)

ОГРАНИЧЕНИЯ МАНЕВРЕННОСТИ (продолжение)

МНОГОЦЕЛЕВАЯ КАТЕГОРИЯ (Продолжение)

Запрещается выполнять акробатические фигуры, которые могут привести к высоким нагрузкам. При выполнении маневрирования необходимо помнить, что данный самолет имеет чистую аэродинамическую конструкцию и быстро набирает скорость в положении пикирования. Необходимым требованием при выполнении любых маневров является надлежащий контроль скорости. Пилот должен внимательно следить за скоростью, чтобы не допустить превышения ее рекомендуемой величины, т.к. чрезмерная скорость может привести к чрезмерным нагрузкам. При выполнении любых маневров избегайте резкого перемещения органов управления.

ОГРАНИЧЕНИЯ КОЭФФИЦИЕНТА ПОЛЕТНОЙ ПЕРЕГРУЗКИ

НОРМАЛЬНАЯ КАТЕГОРИЯ

Коэффициенты полетной перегрузки (максимальная взлетная масса – 2550 POUNDS):

- *Закрылки в положении UP (убраны): +3,8g, -1,52g
- *Закрылки в положении FULL (полностью выпущены): +3,0g

- * Расчетные коэффициенты перегрузки составляют 150% от указанных выше, и во всех случаях, конструкция самолета рассчитана на нагрузки, которые соответствуют расчетным перегрузкам или превышают их.

МНОГОЦЕЛЕВАЯ КАТЕГОРИЯ

Коэффициенты полетной перегрузки (максимальная взлетная масса – 2200 POUNDS):

- *Закрылки в положении UP (убраны): +4,4g, -1,76g
- *Закрылки в положении FULL (полностью выпущены): +3,0g

- * Расчетные коэффициенты перегрузки составляют 150% от указанных выше, и во всех случаях, конструкция самолета рассчитана на нагрузки, которые соответствуют расчетным перегрузкам или превышают их.

ОГРАНИЧЕНИЯ ПО ВИДАМ ПОЛЕТОВ

Самолет Cessna 172S Nav III допущен для эксплуатации в дневное и ночное время, по правилам визуальных полетов и полетов по приборам. Полет в известных условиях обледенения запрещен.

Минимальное оборудование для разрешенных видов полетов, необходимое в соответствии с правилами эксплуатации, определяется согласно 14 CFR 91 и 14 CFR 135.

В нижеприведенном списке оборудования для различных видов полетов перечислено оборудование, необходимое для обеспечения пригодности самолета к перечисленным видам полета.

СПИСОК ОБОРУДОВАНИЯ ДЛЯ РАЗЛИЧНЫХ ВИДОВ ПОЛЕТОВ

Система, прибор, оборудование и/или функция	ВИДЫ ПОЛЕТОВ				ПРИМЕЧАНИЯ
	П В П	П В П	П П П	П П П	
	Д Е Н Ь	Н О Ч Ь	Д Е Н Ь	Н О Ч Ь	
ТРАФАРЕТЫ И ОБОЗНАЧЕНИЯ					
1 - 172S Nav III - GFC 700 AFCS Справочное руководство пилота/Руководство по летной эксплуатации	1	1	1	1	Доступно пилоту во время полета
2 – Garmin G1000 Справочное руководство пилота	1	1	1	1	Доступно пилоту во время полета
КОНДИЦИОНИРОВАНИЕ					
1 – Передний вентилятор обдува авионики	1	1	1	1	
2 – Вентилятор основного пилотажного дисплея	0	0	0	0	
3 – Вентилятор многофункционального дисплея	0	0	0	0	
4 – Задний вентилятор обдува авионики	1	1	1	1	
СИСТЕМА СВЯЗИ					
1 – УКВ радиостанция	0	0	1	1	
ЭЛЕКТРОСИСТЕМА					
1 – Главный аккумулятор 24 В	1	1	1	1	
2 – Генератор переменного тока 28 В	1	1	1	1	
3 – Резервный аккумулятор 24 В	0	*	*	*	* См. примечание 1.
4 – Главный амперметр	1	1	1	1	
5 – Резервный амперметр	0	*	*	*	* См. примечание 1.

ПРИМЕЧАНИЕ

- Согласно требованиям Европейского агентства по авиационной безопасности (EASA), наличие резервного аккумулятора 24 В и резервного амперметра требуется для успешного прохождения предполетной проверки перед ночным полетом по ПВП, а также дневным и ночным полетом по ППП в Европе. Исправная работа резервного аккумулятора 24 В и резервного амперметра является рекомендованным условием для всех остальных видов полетов.

(Продолжение на след. странице)

СПИСОК ОБОРУДОВАНИЯ ДЛЯ РАЗЛИЧНЫХ ВИДОВ ПОЛЕТОВ (продолжение)

Система, прибор, оборудование и/или функция	ВИДЫ ПОЛЕТОВ				ПРИМЕЧАНИЯ
	П В П	П В П	П П П	П П П	
	Д Е Н Ь	Н О Ч Ь	Д Е Н Ь	Н О Ч Ь	
ОБОРУДОВАНИЕ И ПРИНАДЛЕЖНОСТИ					
1 – Ремень безопасности	1	1	1	1	Для каждого сидящего Для сидящих на передних креслах
2 – Плечевой ремень безопасности	1	1	1	1	
ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ ПОЛЕТОМ					
1 – Указатель положения закрылков	1	1	1	1	
2 – Двигатель привода закрылков	1	1	1	1	
3 – Система триммирования руля высоты	1	1	1	1	
4 – Индикатор триммирования руля высоты	1	1	1	1	
ТОПЛИВНАЯ СИСТЕМА					
1 – Электрический топливный насос	1	1	1	1	
2 – Указатель количества топлива – левый банк	1	1	1	1	
3 – Указатель количества топлива – правый банк	1	1	1	1	
ЗАЩИТА ПРОТИВ ОБЛЕДЕНЕНИЯ И ДОЖДА					
1 – Резервный приемник статического давления	0	0	1	1	
2 – Резервная система забора воздуха	0	0	1	1	
СИСТЕМА ИНДИКАЦИИ/ЗАПИСИ					
1 – Система сигнализации критических углов атаки	1	1	1	1	
2 – Системный сигнализатор и дисплей сигнализации об опасности	1	1	1	1	
ПОСАДОЧНОЕ ШАССИ					
1 – Колесные обтекатели	0	0	0	0	Съемные

(Продолжение на след. странице)

СПИСОК ОБОРУДОВАНИЯ ДЛЯ РАЗЛИЧНЫХ ВИДОВ ПОЛЕТОВ (продолжение)

Система, прибор, оборудование и/или функция	ВИДЫ ПОЛЕТОВ				ПРИМЕЧАНИЯ
	П	П	П	П	
	В	В	П	П	
	П	П	П	П	
	Д	Н	Д	Н	
	Е	О	Е	О	
	Н	Ч	Н	Ч	
	Б	Б	Б	Б	
ОСВЕЩЕНИЕ					
1 – Подсветка панели основного пилотажного дисплея	0	0	0	1	* См. примечание 2.
2 – Внутренняя подсветка основного пилотажного дисплея	*	1	1	1	
3 – Подсветка панели многофункционального дисплея	0	0	0	1	
4 – Внутренняя подсветка многофункционального дисплея	*	1	1	1	* См. примечание 3.
5 – Подсветка панели выключателей и АЗС	0	1	0	1	
6 – Резервное внутреннее освещение указателя воздушной скорости	0	1	0	1	
7 – Внутренняя подсветка резервного высотомера	0	1	0	1	Только для коммерческих перевозок.
8 – Внутренняя подсветка нестабилизированного магнитного компаса	0	1	0	1	
9 – Внутренняя подсветка резервного авиагоризонта	0	1	0	1	
10 – Общее освещение кабины	0	1	0	1	
11 – Навигационные огни самолета	0	1	1	1	
12 – Стробоскопические огни	1	1	1	1	
13 – Проблесковый маяк	0	0	0	0	
14 – Рулевая фара	0	0	0	0	
15 – Посадочная фара	0	1	0	1	

ПРИМЕЧАНИЕ

- Внутренняя подсветка основного пилотажного дисплея должна быть исправна для дневных полетов по ПВП, в случае отказа внутренней подсветки многофункционального дисплея. Резервный режим дисплея должен быть активирован для индикации параметров двигателя.
- Внутренняя подсветка многофункционального дисплея должна быть исправна для дневных полетов по ПВП, в случае отказа внутренней подсветки основного пилотажного дисплея. Резервный режим дисплея должен быть активирован для индикации параметров двигателя.

(Продолжение на след. странице)

СПИСОК ОБОРУДОВАНИЯ ДЛЯ РАЗЛИЧНЫХ ВИДОВ ПОЛЕТОВ (продолжение)

Система, прибор, оборудование и/или функция	УСЛОВИЯ ЭКСПЛУАТАЦИИ				ПРИМЕЧАНИЯ
	П	П	П	П	
	В	В	П	П	
	П	П	П	П	
	Д	Н	Д	Н	
	Е	О	Е	О	
	Н	Ч	Н	Ч	
	Ь	Ь	Ь	Ь	
НАВИГАЦИЯ И СИСТЕМА ВОЗДУШНЫХ СИГНАЛОВ					
1 – G1000 Указатель воздушной скорости	1	1	1	1	
2 – Резервный указатель воздушной скорости	0	0	1	1	
3 – G1000 Высотомер	1	1	1	1	
4 – Резервный высотомер	0	0	1	1	
5 – G1000 Указатель вертикальной скорости	0	0	0	0	
6 – G1000 Авиагоризонт	0	0	1	1	
7 – Резервный авиагоризонт	0	0	1	1	
8 – G1000 Навигационный индикатор	0	0	1	1	
9 – G1000 Координатор разворота	0	0	1	1	
10 – Нестабилизированный магнитный компас	1	1	1	1	
11 – Навигационная УКВ система (VOR/LOC/GS)	0	0	п/н	п/н	По необходимости
12 – GPS-приемник/навигатор	0	0	п/н	п/н	По необходимости
13 – Приемник маркерного радиомаяка	0	0	п/н	п/н	По необходимости
14 – Устройство кодирования информации о высоте	п/н	п/н	1	1	По необходимости
15 – Часы	0	0	1	1	
16 – Автоматическая система управления полетом GFC 700 AFCS (при наличии)	0	0	0	0	

(Продолжение на след. странице)

СПИСОК ОБОРУДОВАНИЯ ДЛЯ РАЗЛИЧНЫХ ВИДОВ ПОЛЕТОВ (продолжение)

Система, прибор, оборудование и/или функция	ВИДЫ ПОЛЕТОВ				ПРИМЕЧАНИЯ
	П В П	П В П	П П П	П П П	
	Д Е Н Ь	Н О Ч Ь	Д Е Н Ь	Н О Ч Ь	
ВАКУУМНАЯ СИСТЕМА					
1 – Вакуумный насос с приводом от двигателя	0	0	1	1	
2 – Вакуумный индикатор	0	0	1	1	
ТОПЛИВНО-РЕГУЛИРУЮЩАЯ СИСТЕМА					
1 – Индикатор расхода топлива	1	1	1	1	
ПРИБОРЫ ИНДИКАЦИИ ПАРАМЕТРОВ ДВИГАТЕЛЯ					
1 – Тахометр (RPM)	1	1	1	1	
2 – Индикатор температуры головки цилиндров	0	0	0	0	
3 – Индикатор давления масла	1	1	1	1	
4 – Индикатор температуры масла	1	1	1	1	
СИСТЕМА СМАЗКИ ДВИГАТЕЛЯ					
1 – Масляный щуп картера двигателя	1	1	1	1	

ОГРАНИЧЕНИЯ ПО ТОПЛИВУ

Общий запас топлива 56,0 U.S. GALLONS
(28,0 GALLONS в каждом баке)

Вырабатываемое топливо
(для любых условий полета): 53,0 U.S. GALLONS
(26,5 GALLONS в каждом баке)

Невырабатываемое топливо: 3,0 U.S. GALLONS
(1,5 GALLONS в каждом баке)

ПРИМЕЧАНИЕ

Для обеспечения максимальной вместимости топливных баков и минимизации поперечной перекачки топлива при заправке, всегда паркуйте самолет так, чтобы обеспечить его нормальное положение на земле и отсутствие крена, и ставьте переключатель топливных баков в положение LEFT (левый) или RIGHT (правый). Соответствующие размеры при нормальном положении на земле приведены на рисунке 1-1.

Взлет и посадка должны производиться при рукоятке клапана переключателя топливных баков в положении BOTH (оба).

Максимальная длительность скольжения или скольжения на крыло при одном пустом баке: 30 секунд

Использование одного из баков LEFT или RIGHT ограничивается только горизонтальным полетом.

При остатке топлива $\frac{1}{4}$ бака или меньше продолжительный нескоординированный полет запрещается при использовании только одного левого или правого бака.

Топливо, остающееся в баке после того, как указатель количества топлива достигает положения 0 (красная линия), не предназначено для безопасного использования в полете.

Одобранные марки топлива (и цвет):

Авиационный бензин марки 100LL (голубой)
Авиационный бензин марки 100 (зеленый)

ОГРАНИЧЕНИЯ ПО ЗАКРЫЛКАМ

Одобренный диапазон

для взлета: от положения UP (убраны) до 10°

Одобренный диапазон

для посадки: от положения UP (убраны) до положения FULL (полностью выпущены)

ОГРАНИЧЕНИЯ ПО СИСТЕМАМ

ДОПОЛНИТЕЛЬНАЯ АУДИОСИСТЕМА AUX

Использование входа AUX AUDIO IN для системы развлечения пассажиров запрещается при взлете и посадке.

Использование аудиовхода AUX AUDIO IN для системы развлечения пассажиров и портативных электронных устройств, таких как мобильные телефоны, игры, кассетные проигрыватели, CD или MP3 плееры, запрещается в соответствии с правилами полетов по приборам (ППП), за исключением случаев, когда эксплуатант убедился, что использование аудиосистемы AUX и подключенных к ней портативных электронных устройств не вызовет помех в работе системы навигации или системы связи самолета.

ЭЛЕКТРИЧЕСКАЯ СИСТЕМА 12В

Электросистема 12 вольт (ШТЕПСЕЛЬНАЯ РОЗЕТКА 12В – 10А) не сертифицирована для подачи питания на критические для полета средства связи или навигационные приборы.

Использование электросистемы 12 вольт запрещается при взлете и посадке.

Использование электрической системы 12 вольт запрещается в соответствии с правилами полетов по приборам (ППП), кроме случаев, когда эксплуатант убедился, что использование сети питания 12 В постоянного тока и подключенных к ней портативных электронных приборов не вызовет помех в работе систем навигации и связи самолета.

ОГРАНИЧЕНИЯ ПО G1000

Номер действующей ревизии Справочного руководства пилота Garmin G1000, которое должно быть доступно пилоту во время полета, и версии программного обеспечения отображаются на странице SYSTEM STATUS (СОСТОЯНИЕ СИСТЕМЫ), группы AUX экрана multifunctional display MFD.

Маршрутная океанская и аэродромная навигация по ППП, основанная на GPS, запрещается, если пилот не убедился в актуальности базы данных или не проверил соответствие координат каждой выбранной маршрутной точки утвержденным текущим данным.

Заход на посадку по RNAV/GPS необходимо выполнять в соответствии с утвержденными схемами захода на посадку по приборам, полученным из навигационной базы данных G1000. База данных G1000 должна включать все последние обновления.

Использование страницы NAVIGATION MAP (НАВИГАЦИОННАЯ КАРТА) для пилотажной навигации запрещается. НАВИГАЦИОННАЯ КАРТА предназначена только для предоставления пилоту большей информации о текущей ситуации. Навигация должна выполняться с использованием только текущих версий карт, данных и разрешенных навигационных средств.

Использование TRAFFIC MAP (КАРТЫ ВОЗДУШНОГО ДВИЖЕНИЯ) для выполнения маневров с целью предотвращения опасного сближения в воздухе запрещается. Система информации о воздушном движении предназначена для использования только в справочных целях. Данная система предназначена для оказания помощи пилоту в визуальном обнаружении воздушного движения. Обнаружение воздушного движения и выполнение маневров с целью предотвращения опасного сближения является ответственностью пилота.

Использование информации TERRAIN PROXIMITY (СБЛИЖЕНИЕ С ЗЕМЛЕЙ) для первичного предупреждения столкновения с наземными препятствиями запрещается. Карта сближения с землей предназначена только для предоставления большей информации о текущей ситуации. Предупреждение столкновения с наземными препятствиями в любой ситуации является ответственностью пилота.

Навигация с использованием системы G1000 не разрешается на широтах севернее 70° северной широты или южнее 70° южной широты из-за нестабильности магнитных полей вблизи полюсов Земли. Кроме этого, не разрешается использование системы в следующих двух регионах:

1. Севернее 65° северной широты между 75° и 120° западной долготы (Северная Канада).
2. Южнее 55° южной широты между 120° и 165° восточной долготы (зона к югу от Австралии и Новой Зеландии).

(Продолжение на след. странице)

ОГРАНИЧЕНИЯ ПО G1000 (продолжение)

Функция COM 1/2 (разделенный радиопередатчик) на аудиопанели не одобрена для использования. При работе COM 1/2 передача сигнала одним членом экипажа подавляет прием сигнала другим членом экипажа.

Информация о количестве топлива, использованном топливе и остатке топлива, предоставляемая системой G1000, является исключительно вспомогательной и подлежит проверке пилотом.

АВТОМАТИЧЕСКАЯ СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ ПОЛЕТОМ GFC 700 AFCS (при наличии)

1. Перед использованием автопилота, пилотажного командного прибора или ручного электрического триммирования необходимо выполнить предполетную проверку системы GFC 700 AFCS.
2. При использовании автопилота, пилот, с застегнутым ремнем безопасности, должен занимать левое кресло пилота.
3. Автопилот должен быть отключен при выполнении любого взлета или посадки.
4. Максимальная скорость для включения автопилота – 150 KIAS. Минимальная скорость для включения автопилота – 70 KIAS. Максимальная рабочая скорость для использования электрического триммирования – 163 KIAS.
5. Максимальный дисбаланс топлива при включенном автопилоте – 90 POUNDS.
6. Автопилот необходимо отключать на высоте менее 200 feet над уровнем земли при выполнении захода на посадку и менее 800 feet над уровнем земли при любых других режимах полета.
7. Выполнение захода на посадку по приборам с использованием автопилота/пилотажного командного прибора допустимо только по Категории I.
8. Использование автопилота запрещается в случае отказа аудиопанели (в связи с отсутствием звукового предупреждающего сигнала при отключении автопилота).
9. Использование автопилота запрещается при выполнении ухода на второй круг, пока не будет достигнута вертикальная скорость, обеспечивающая выполнение всех ограничений высоты для использования автопилота.

(Продолжение на след. странице)

ОГРАНИЧЕНИЯ ПО G1000 (продолжение)

СИСТЕМА ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ О СБЛИЖЕНИИ С ЗЕМЛЕЙ (TAWS-B)

Использование системы предупреждения о сближении с землей (TAWS-B) для навигации с целью предупреждения столкновения с наземными препятствиями запрещается. Система TAWS-B предназначена только для оказания помощи пилоту в обнаружении препятствий и предупреждении столкновения с землей или наземными препятствиями.

TAWS-B должна быть отключена при выполнении посадки в зоне, не включенной в базу данных аэропортов.

Использование TAWS-B запрещается при установке высотомера по давлению аэродрома (QFE) (высотомер показывает высоту 0, когда самолет находится на взлетно-посадочной полосе).

Пилоту разрешается отклоняться от текущего маршрута, разрешенного УВД, только на величины, необходимые для выполнения предупреждений TAWS-B.

Географическая зона базы данных TAWS-B должна соответствовать географической зоне, в которой производится эксплуатация самолета.

ТРАФАРЕТЫ

Следующая информация должна быть отображена в виде составных или отдельных трафаретов.

1. В зоне прямой видимости пилота: (Надпись «ДЕНЬ-НОЧЬ-ПВП-ППП», показанная на примере ниже, может изменяться в зависимости от установленного оборудования).

The markings and placards installed in this airplane contain operating limitations which must be complied with when operating this airplane in the Normal Category. Other operating limitations which must be complied with when operating this airplane in this category or in the Utility Category are contained in the Pilot's Operating Handbook and FAA Approved Airplane Flight Manual.

Normal Category - No acrobatic maneuvers, including spins, approved.

Utility Category - No acrobatic maneuvers approved, except those listed in the Pilot's Operating Handbook.

Baggage compartment and rear seat must not be occupied.

Spin Recovery - Opposite rudder - forward elevator - neutralize controls.

Flight into known icing conditions prohibited.

This airplane is certified for the following flight operations as of date of original airworthiness certificate:

DAY - NIGHT - VFR - IFR

B7641

Обозначения и трафареты, установленные на данном самолете, содержат эксплуатационные ограничения для эксплуатации самолета в рамках нормальной категории. Другие эксплуатационные ограничения, которые должны соблюдаться при эксплуатации самолета в рамках данной или многоцелевой категории, приведены в Справочном руководстве пилота и руководстве по летной эксплуатации, одобренном Федеральной авиационной администрацией США.

Нормальная категория – Не разрешены акробатические фигуры, включая штопоры.

Многоцелевая категория – Не разрешены акробатические фигуры, кроме перечисленных в справочном руководстве пилота.

Багажный отсек должен быть пустым, а заднее кресло – свободным.

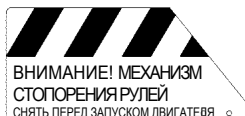
Выход из штопора – Руль поворота – в противоположном направлении; руль высоты – от себя; органы управления – нейтральное положение.

Полет в условиях обледенения запрещается.

Данный самолет сертифицирован для следующих видов полетов на момент выдачи оригинального сертификата летной годности:

ДЕНЬ-НОЧЬ-ПВП-ППП

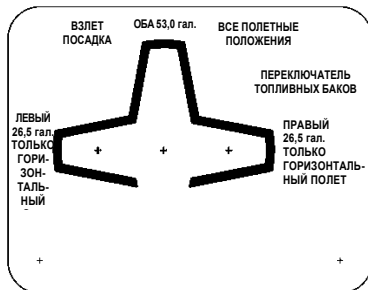
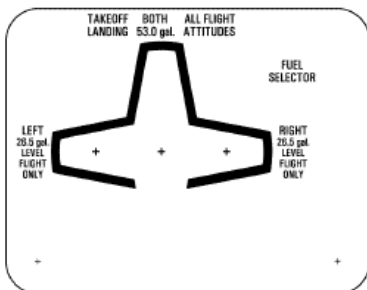
2. На механизме стопорения рулей:



(Продолжение на след. странице)

ТРАФАРЕТЫ (Продолжение)

3. На клапане переключателя топливных баков:



4. Рядом с крышками заливочного отверстия обоих топливных баков:

B7645

FUEL
100LL / 100 MIN. GRADE AVIATION GASOLINE
CAP. 26.5 U.S. GAL. (100 LITRES) USABLE
CAP. 17.5 U.S. GAL. (66 LITRES) USABLE
TO BOTTOM OF FILLER INDICATOR TAB.

ТОПЛИВО
АВИАЦИОННЫЙ БЕНЗИН МАРКИ 100LL / 100 MIN.
ВЫРАБАТЫВАЕМАЯ ЕМКОСТЬ 26,5 U.S. GAL. (100 ЛИТРОВ)
ВЫРАБАТЫВАЕМАЯ ЕМКОСТЬ 17,5 U.S. GAL. (66 ЛИТРОВ)
ПРИ УРОВНЕ ТОПЛИВА НИЖЕ ИНДИКАТОРА ЗАПРАВОЧНОЙ
ГОРЛОВИНЫ.

(Продолжение на след. странице)

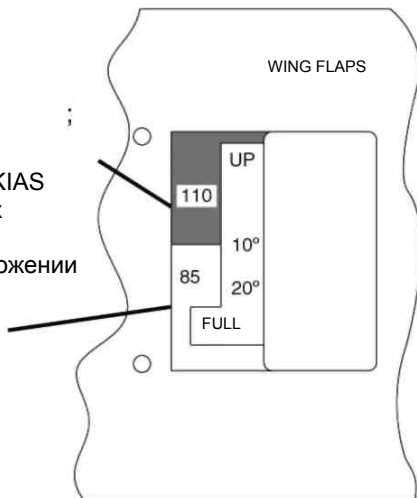
ТРАФАРЕТЫ (Продолжение)

5. На указателе положения закрылков (WING FLAPS):

B7646

от положения UP (убраны)
до 10° 110KIAS
(Диапазон частично выпущенных
закрылков с голубым сектором;
механическая фиксация при положении
10°)

от 10° до положения FULL
(полностью выпущены) 85KIAS
(Белый сектор; механическая
фиксация при положении 20°)



6. В багажном отсеке:

B7647

120 POUNDS MAXIMUM
BAGGAGE FORWARD OF BAGGAGE DOOR LATCH

50 POUNDS MAXIMUM
BAGGAGE AFT OF BAGGAGE DOOR LATCH

MAXIMUM 120 POUNDS COMBINED
FOR ADDITIONAL LOADING INSTRUCTIONS
SEE WEIGHT AND BALANCE DATA

МАКС. ВЕС 120 POUNDS
В ОТДЕЛЕНИИ ВПЕРЕД ОТ ЗАМКА ДВЕРИ
БАГАЖНОГО ОТСЕКА

МАКС. ВЕС 50 POUNDS
В ОТДЕЛЕНИИ НАЗАД ОТ ЗАМКА ДВЕРИ
БАГАЖНОГО ОТСЕКА

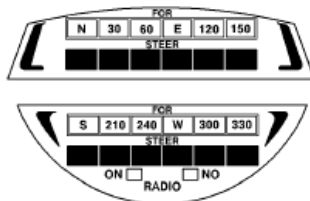
МАКС. ОБЩИЙ ВЕС 120 POUNDS
ДОПОЛНИТЕЛЬНЫЕ ИНСТРУКЦИИ ПО ЗАГРУЗКЕ
ПРИВЕДЕНЫ В ДАННЫХ ПО ВЕСУ И ЦЕНТРОВКЕ

(Продолжение на след. странице)

ТРАФАРЕТЫ (Продолжение)

7. Необходимо наличие таблицы поправок для оценки точности магнитного компаса при приращениях в 30°.

B6148



8. Отлито на крышке заливочной горловины масляной системы:

B7648



9. Трафаретная печать на приборной доске прямо над пилотажным дисплеем:

B7938

СКОРОСТЬ МАНЕВРИРОВАНИЯ: 105 KIAS

(Продолжение на след. странице)

ТРАФАРЕТЫ (Продолжение)

10. Трафаретная печать на правой верхней приборной доске:

86151

КУРЕНИЕ ЗАПРЕЩЕНО

11. На лючке для вспомогательного источника питания и второй трафарет на аккумуляторном ящике:

B6152

CAUTION 24 VOLTS D.C.
THIS AIRCRAFT IS EQUIPPED WITH
ALTERNATOR AND A NEGATIVE
GROUND SYSTEM.
OBSERVE PROPER POLARITY
REVERSE POLARITY WILL DAMAGE
ELECTRICAL COMPONENTS.

ВНИМАНИЕ 24 В ПОСТОЯННОГО ТОКА
ДАННЫЙ САМОЛЕТ ОБОРУДОВАН
ГЕНЕРАТОРОМ ПЕРЕМЕННОГО ТОКА И
СИСТЕМОЙ С ЗАЗЕМЛЕНИЕМ
ОТРИЦАТЕЛЬНОЙ ШИНЫ.
СОБЛЮДАЙТЕ НАДЛЕЖАЩУЮ ПОЛЯРНОСТЬ
НЕСОБЛЮЖДЕНИЕ ПОЛЯРНОСТИ ВЕДЕТ
К ПОВРЕЖДЕНИЮ ЭЛЕКТРИЧЕСКИХ
ЭЛЕМЕНТОВ.

12. На правой верхней стороне задней перегородки кабины:

B6153

**EMERGENCY LOCATOR TRANSMITTER
INSTALLED AFT OF THIS PARTITION.
MUST BE SERVICED IN ACCORDANCE
WITH FAR PART 91.207**

АВАРИЙНЫЙ РАДИОМАЯК
УСТАНОВЛЕН ЗА ЭТОЙ
ПЕРЕГОРОДКОЙ. ДОЛЖЕН
ОБСЛУЖИВАТЬСЯ В СООТВЕТСТВИИ
С ТРЕБОВАНИЯМИ FAR 91.207

ИЛИ

B7651

**EMERGENCY LOCATOR TRANSMITTER
INSTALLED AFT OF THIS PARTITION.
MUST BE SERVICED IN ACCORDANCE
WITH 14 CFR 91.207**

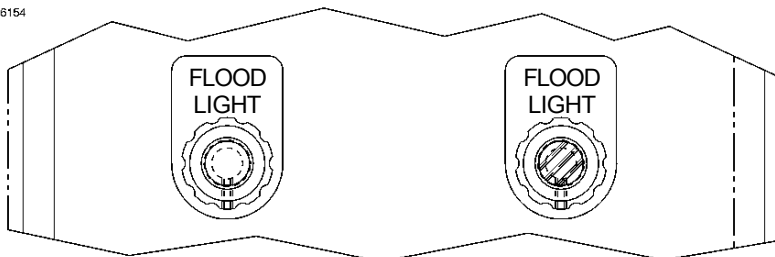
АВАРИЙНЫЙ РАДИОМАЯК
УСТАНОВЛЕН ЗА ЭТОЙ
ПЕРЕГОРОДКОЙ. ДОЛЖЕН
ОБСЛУЖИВАТЬСЯ
В СООТВЕТСТВИИ С CFR 91.207

(Продолжение на след. странице)

ТРАФАРЕТЫ (Продолжение)

13. На верхнем центральном управляющем выключателе общего освещения:

BB154



FLOOD LIGHT – ЗАЛИВАЮЩИЙ СВЕТ

ПОРЯДОК ДЕЙСТВИЙ В АВАРИЙНЫХ СИТУАЦИЯХ

ОГЛАВЛЕНИЕ

	Страница
Введение	3-5
Воздушные скорости в аварийных ситуациях	3-5
ПОРЯДОК ДЕЙСТВИЙ В АВАРИЙНЫХ СИТУАЦИЯХ	3-6
ОТКАЗ ДВИГАТЕЛЯ	3-6
Отказ двигателя во время разбега	3-6
Отказ двигателя непосредственно после взлета	3-6
Отказ двигателя в полете (действия для повторного запуска двигателя)	3-7
ВЫНУЖДЕННАЯ ПОСАДКА	3-8
Аварийная посадка с неработающим двигателем	3-8
Вынужденная посадка с работающим двигателем	3-8
Вынужденная посадка на воду	3-9
ПОЖАР	3-10
При запуске двигателя на земле	3-10
Пожар двигателя в полете	3-11
Пожар в электропроводке в полете	3-11
Пожар в кабине	3-12
Пожар крыла	3-13
ОБЛЕДЕНЕНИЕ	3-14
Непредвиденное обледенение в полете	3-14
ОТКАЗ ПРИЕМНИКА СТАТИЧЕСКОГО ДАВЛЕНИЯ	3-15
(Предположительно неверные показания прибора)	3-15
КИПЕНИЕ ТОПЛИВА (КАВИТАЦИЯ)	3-15
Процедура стабилизации подачи топлива	3-15

(Продолжение на след. странице)

ОГЛАВЛЕНИЕ (продолжение)

	Страница
ОСОБЫЕ СЛУЧАИ ПРИ ПОСАДКЕ	3-16
Посадка со спущенным пневматиком основного колеса	3-16
Посадка со спущенным пневматиком переднего колеса	3-16
НЕИСПРАВНОСТИ СИСТЕМЫ ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЯ	3-17
Срабатывание сигнализатора высокого напряжения (HIGH VOLTS) или сила тока на главной аккумуляторной батарее (M BATT AMPS) более 40 A	3-17
Срабатывание сигнализатора низкого напряжения (LOW VOLTS) при частоте вращения двигателя менее 1000 RPM	3-19
Срабатывание сигнализатора низкого напряжения (LOW VOLTS) или его не отключение при более высокой частоте вращения двигателя	3-19
ОТКАЗ СИСТЕМЫ ВОЗДУШНЫХ СИГНАЛОВ	3-21
Красный X – на указателе воздушной скорости на пилотажном дисплее	3-21
Красный X – на указателе высоты на пилотажном дисплее	3-21
ОТКАЗ КУРСОВЕРТИКАЛИ (AHRS)	3-21
Красный X – на авиагоризонте пилотажного дисплея	3-21
Красный X – на индикаторе горизонтального положения (HSI)	3-21
ОТКАЗ АВТОПИЛОТА ИЛИ ЭЛЕКТРИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ ТРИММИРОВАНИЯ (при наличии)	3-22
Срабатывание сигнализаторов автопилота (AP) или триммирования (PTRM)	3-22
ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ ОБ ОХЛАЖДЕНИИ ДИСПЛЕЕВ	3-23
Срабатывание сигнализаторов перегрева основного пилотажного дисплея 1 (PFD1) или многофункционального дисплея 1 (MFD1)	3-23
ОТКАЗ ВАКУУМНОЙ СИСТЕМЫ	3-23
Срабатывание сигнализатора низкого уровня вакуума (LOW VACUUM)	3-23
ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ О ПОВЫШЕННОМ СОДЕРЖАНИИ УГАРНОГО ГАЗА (CO)	3-24
Срабатывание сигнализатора высокого уровня угарного газа (CO LVL HIGH)	3-24
Сигнализатор высокого уровня угарного газа (CO LVL HIGH) остается включенным	3-24

(Продолжение на след. странице)

ОГЛАВЛЕНИЕ (продолжение)

Страница

ДОПОЛНИТЕЛЬНЫЕ ДЕЙСТВИЯ В АВАРИЙНЫХ СИТУАЦИЯХ	3-25
Отказ двигателя	3-25
Оптимальное планирование	3-26
Вынужденная посадка	3-27
Посадка с отказавшим рулем высоты	3-28
Пожар	3-28
Действия в аварийной ситуации при нахождении в облаках	3-29
Выполнение разворота на 180° в облаках (при отказе курсовертикали (AHRS)).....	3-29
Аварийное снижение через облака (при отказе курсовертикали (AHRS)).....	3-30
Выход из нисходящей спирали в облаках (при отказе курсовертикали (AHRS)).....	3-31
Непреднамеренный полет в условиях обледенения	3-31
Отказ приемника статического давления	3-32
Штопор	3-32
Неустойчивая работа двигателя или потеря мощности	3-33
Неисправность свечи зажигания	3-33
Неисправность магнето	3-33
Неустойчивая работа двигателя на холостом ходу	3-33
Отказ топливного насоса с приводом от двигателя	3-34
Закипание (кавитация) топлива.....	3-34
Низкое давление масла	3-35
Неисправности системы электроснабжения	3-36
Чрезмерная величина тока заряда	3-36
Недостаточная величина тока заряда	3-37
Действия при повышенном содержании угарного газа (CO)	3-39/3-40
Прочие аварийные ситуации	3-39/3-40
Повреждение лобового стекла	3-39/3-40



CESSNA
МОДЕЛЬ 172S NAV III
GFC 700 AFCS

ИНФОРМАЦИОННОЕ РУКОВОДСТВО
РАЗДЕЛ 3
ПОРЯДОК ДЕЙСТВИЙ В АВАРИЙНЫХ СИТУАЦИЯХ

Страница намеренно оставлена пустой

ВВЕДЕНИЕ

В разделе 3 приводятся перечни проверочных операций и порядок действий в возможных аварийных ситуациях. Аварийные ситуации, вызванные неисправностями самолета или двигателя, чрезвычайно редки при надлежащем проведении предполетных проверок и технического обслуживания. Вероятность аварийных ситуаций, связанных с погодными условиями во время полета, может быть минимизирована и сведена к нулю правильным планированием полета и грамотными действиями в случае непредвиденных погодных условий во время полета. Однако, при возникновении аварийной ситуации необходимо следовать основным рекомендациям, приведенным в данном разделе, для устранения проблемы. В любой аварийной ситуации первоочередной задачей пилота является сохранение контроля над самолетом и продолжение маневрирования с целью выполнения успешной посадки.

Действия в аварийной ситуации, связанные с использованием дополнительного оборудования, описаны в разделе 9, «Дополнения».

ВОЗДУШНЫЕ СКОРОСТИ В АВАРИЙНЫХ СИТУАЦИЯХ

ОТКАЗ ДВИГАТЕЛЯ ПОСЛЕ ВЗЛЕТА

Закрылки в положении UP (убраны)	70 KIAS
Закрылки в положении 10° - FULL (полностью выпущены)	65 KIAS

СКОРОСТЬ МАНЕВРИРОВАНИЯ

2550	105 KIAS
2200	98 KIAS
1900	90 KIAS

ОПТИМАЛЬНАЯ СКОРОСТЬ ПЛАНИРОВАНИЯ 68 KIAS

ВЫНУЖДЕННАЯ ПОСАДКА С РАБОТАЮЩИМ ДВИГАТЕЛЕМ

65 KIAS

ПОСАДКА С НЕРАБОТАЮЩИМ ДВИГАТЕЛЕМ

Закрылки в положении UP (убраны)	70 KIAS
Закрылки в положении 10° - FULL (полностью выпущены)	65 KIAS

ПОРЯДОК ДЕЙСТВИЙ В АВАРИЙНЫХ СИТУАЦИЯХ

Проверочные действия при аварийных ситуациях в данном разделе, выделенные **жирным шрифтом**, являются действиями, которые необходимо выполнять немедленно, и поэтому должны быть заучены пилотом наизусть.

ОТКАЗ ДВИГАТЕЛЯ

ОТКАЗ ДВИГАТЕЛЯ ВО ВРЕМЯ РАЗБЕГА

1. Управление газом – **ХОЛОСТОЙ ХОД** (полностью вытянут)
2. Тормоза – **ПРИВЕСТИ В ДЕЙСТВИЕ**
3. Закрылки – **УБРАТЬ**
4. Управление составом смеси – **ПРЕКРАЩЕНИЕ ПОДАЧИ** (на себя до упора)
5. Переключатель магнето MAGNETOS – OFF (выкл.)
6. Выключатель резервной аккумуляторной батареи STBY BATT – OFF (выкл.)
7. Основной переключатель генератора и аккумулятора MASTER (ALT и BAT) – OFF (выкл.)

ОТКАЗ ДВИГАТЕЛЯ НЕПОСРЕДСТВЕННО ПОСЛЕ ВЗЛЕТА

1. Воздушная скорость –
70 KIAS – **Закрылки в положении UP (убраны)**
65 KIAS – **Закрылки в положении 10° – FULL**
(полностью выпущены)
2. Управление составом смеси – **ПРЕКРАЩЕНИЕ ПОДАЧИ** (на себя до упора)
3. Топливный перекрывной клапан FUEL SHUTOFF – OFF (выкл.) (полностью вытянут)
4. Переключатель магнето MAGNETOS – OFF (выкл.)
5. Закрылки – **ПО НЕОБХОДИМОСТИ** (рекомендованное положение – FULL (полностью выпущены))
6. Выключатель резервной аккумуляторной батареи STBY BATT – OFF (выкл.)
7. Основной переключатель генератора и аккумулятора MASTER (ALT и BAT) – OFF (выкл.)
8. Дверь в кабину - **РАЗБЛОКИРОВАТЬ**
9. Посадка – **ПРЯМО ПО КУРСУ**

(Продолжение на след. странице)

ОТКАЗ ДВИГАТЕЛЯ (Продолжение)

ОТКАЗ ДВИГАТЕЛЯ ВО ВРЕМЯ ПОЛЕТА (Действия для повторного запуска двигателя)

1. Воздушная скорость – 68 KIAS (оптимальная скорость планирования)
2. Топливный перекрывной клапан FUEL SHUTOFF – ON (вкл.) (от себя до упора)
3. Клапан выбора топливных баков FUEL SELECTOR – BOTH (оба)
4. Выключатель топливного насоса FUEL PUMP – ON (вкл.)
5. Управление составом смеси – RICH (обогащенная) (если повторный запуск двигателя не произошел)
6. Переключатель магнето MAGNETOS – BOTH (оба) (или START (запуск) в случае остановки винта)

ПРИМЕЧАНИЕ

Если происходит авторотация винта, запуск двигателя произойдет автоматически через несколько секунд. При остановке винта (возможно на малых скоростях полета), установите переключатель магнето MAGNETOS в положение START (запуск), медленно переведите рычаг управления газом из режима холостого хода и обедните смесь из максимально обогащенной до уровня, необходимого для нормальной работы.

7. Выключатель топливного насоса FUEL PUMP – OFF (выкл.)

ПРИМЕЧАНИЕ

Если индикация расхода топлива (FFLOW GPH) резко падает до нуля, что является признаком отказа топливного насоса с приводом от двигателя, верните выключатель топливного насоса FUEL PUMP в положение ON (вкл.).

ВЫНУЖДЕННАЯ ПОСАДКА

АВАРИЙНАЯ ПОСАДКА С НЕРАБОТАЮЩИМ ДВИГАТЕЛЕМ

1. Спинки кресел пилотов и пассажиров – МАКСИМАЛЬНО ВЕРТИКАЛЬНОЕ ПОЛОЖЕНИЕ
2. Кресла и ремни безопасности – ЗАКРЕПИТЬ
3. Воздушная скорость –
70 KIAS – Закрылки в положении UP (убраны)
65 KIAS – Закрылки в положении 10° – FULL
(полностью выпущены)
4. Управление составом смеси – ПРЕКРАЩЕНИЕ ПОДАЧИ (на себя до упора)
5. Топливный перекрывной клапан FUEL SHUTOFF – OFF (выкл.) (на себя до упора)
6. Переключатель магнето MAGNETOS – OFF (выкл.)
7. Закрылки – ПО НЕОБХОДИМОСТИ (рекомендованное положение – FULL (полностью выпущены))
8. Выключатель резервной аккумуляторной батареи STBY BATT – OFF (выкл.)
9. Основной переключатель генератора и аккумулятора MASTER (ALT и BAT) – OFF (выкл.) (когда посадка гарантирована)
10. Двери – РАЗБЛОКИРОВАТЬ ПЕРЕД ПРИЗЕМЛЕНИЕМ
11. Касание поверхности – ХВОСТ НЕМНОГО ОПУЩЕН
12. Тормоза – МАКСИМАЛЬНОЕ ИСПОЛЬЗОВАНИЕ

ВЫНУЖДЕННАЯ ПОСАДКА С РАБОТАЮЩИМ ДВИГАТЕЛЕМ

1. Спинки кресел пилотов и пассажиров – МАКСИМАЛЬНО ВЕРТИКАЛЬНОЕ ПОЛОЖЕНИЕ
2. Кресла и ремни безопасности – ЗАКРЕПИТЬ
3. Воздушная скорость – 65 KIAS
4. Закрылки – 20°
5. Выбранная посадочная площадка – ПРОЛЕТЕТЬ НАД ПЛОЩАДКОЙ (заметить особенности местности и препятствия)
6. Закрылки – FULL (полностью выпущены) (на посадочной прямой)
7. Воздушная скорость – 65 KIAS
8. Выключатель резервной аккумуляторной батареи STBY BATT – OFF (выкл.)
9. Основной переключатель генератора и аккумулятора MASTER (ALT и BAT) – OFF (выкл.) (когда посадка гарантирована)
10. Двери – РАЗБЛОКИРОВАТЬ ПЕРЕД ПРИЗЕМЛЕНИЕМ
11. Приземление – ХВОСТ НЕМНОГО ОПУЩЕН
12. Управление составом смеси – ПРЕКРАЩЕНИЕ ПОДАЧИ (на себя до упора)
13. Переключатель магнето MAGNETOS – OFF (выкл.)
14. Тормоза – МАКСИМАЛЬНОЕ ИСПОЛЬЗОВАНИЕ

(Продолжение на след. странице)

ВЫНУЖДЕННАЯ ПОСАДКА (продолжение)

ВЫНУЖДЕННАЯ ПОСАДКА НА ВОДУ

1. Радиосвязь – ПЕРЕДАТЬ СИГНАЛ БЕДСТВИЯ на частоте 121,5 МГц, (указать местоположение, планируемые действия и КОД ОТВЕТЧИКА 7700)
2. Тяжелые предметы (в багажном отсеке) – ЗАКРЕПИТЬ ИЛИ СБРОСИТЬ (если возможно)
3. Спинки кресел пилотов и пассажиров – МАКСИМАЛЬНО ВЕРТИКАЛЬНОЕ ПОЛОЖЕНИЕ
4. Кресла и ремни безопасности – ЗАКРЕПИТЬ
5. Закрылки в положении 20° – FULL (полностью выпущены)
6. Мощность – УСТАНОВИТЬ СНИЖЕНИЕ 300 FT/MIN НА СКОРОСТИ 55 KIAS

ПРИМЕЧАНИЕ

При отказе двигателя выполняйте заход на посадку на скорости 70 KIAS с закрылками в положении UP (убраны) или на скорости 65 KIAS с закрылками в положении 10°.

7. Заход на посадку – Сильный ветер, сильные волны – ПРОТИВ ВЕТРА
Легкий ветер, сильное волнение – ПАРАЛЛЕЛЬНО ВОЛНАМ
8. Двери кабины – РАЗБЛОКИРОВАТЬ
9. Касание поверхности – РОВНОЕ ПОЛОЖЕНИЕ ПРИ УСТАНОВЛЕННОЙ СКОРОСТИ СНИЖЕНИЯ
10. Лицо – ПРИКРЫТЬ ПРИ КАСАНИИ ПОВЕРХНОСТИ (сложенной курткой)
11. Аварийный радиомаяк – АКТИВИРОВАТЬ
12. Самолет – ЭВАКУИРОВАТЬСЯ ЧЕРЕЗ ДВЕРИ КАБИНЫ

ПРИМЕЧАНИЕ

При необходимости, откройте окно и проведите затопление кабины, чтобы выровнять давление и обеспечить возможность открытия дверей.

13. Спасательные жилеты и плот – НАДУТЬ ПОСЛЕ ЭВАКУАЦИИ ИЗ САМОЛЕТА

ПОЖАР

ПРИ ЗАПУСКЕ ДВИГАТЕЛЯ НА ЗЕМЛЕ

1. Переключатель магнето **MAGNETOS** (магнето) – **START** (запуск) (продолжайте прокрутку двигателя для запуска)

ЕСЛИ ДВИГАТЕЛЬ ЗАПУСТИЛСЯ

2. Режим работы – 1800 RPM (на несколько минут)
3. Двигатель – **ОТКЛЮЧИТЬ** (проверить на наличие повреждений)

ЕСЛИ ДВИГАТЕЛЬ НЕ ЗАПУСКАЕТСЯ

2. Управление газом – **FULL** (от себя до упора)
3. Управление составом смеси – **ПРЕКРАЩЕНИЕ ПОДАЧИ** (на себя до упора)
4. Переключатель магнето **MAGNETOS** – **START** (запуск) (продолжайте прокрутку)
5. Топливный перекрывной клапан **FUEL SHUTOFF** – **OFF** (выкл.) (на себя до упора)
6. Выключатель топливного насоса **FUEL PUMP** – **OFF** (выкл.)
7. Переключатель магнето **MAGNETOS** – **OFF** (выкл.)
8. Выключатель резервной аккумуляторной батареи **STBY BATT** – **OFF** (выкл.)
9. Основной переключатель генератора и аккумулятора **MASTER (ALT и BAT)** – **OFF** (выкл.)
10. Двигатель – **ОБЕЗОПАСИТЬ**
11. Стояночный тормоз – **ОТПУСТИТЬ**
12. Огнетушитель – **ВЗЯТЬ** (при отсутствии, обратиться за помощью к обслуживающему персоналу на земле)
13. Самолет – **ЭВАКУИРОВАТЬСЯ**
14. Пожар – **ПОТУШИТЬ** (с помощью огнетушителя, шерстяного одеяла или почвы)
15. Повреждения от пожара – **ПРОВЕРИТЬ НАЛИЧИЕ** (отремонтировать или заменить поврежденные элементы и/или проводку перед выполнением следующего полета)

(Продолжение на след. странице)

ПОЖАР (продолжение)

ПОЖАР ДВИГАТЕЛЯ В ПОЛЕТЕ

1. Управление составом смеси – **ПРЕКРАЩЕНИЕ ПОДАЧИ** (на себя до упора)
2. Топливный перекрывной клапан **FUEL SHUTOFF – OFF** (выкл.) (на себя до упора)
3. Выключатель топливного насоса **FUEL PUMP – OFF** (выкл.)
4. Основной переключатель генератора и аккумулятора **MASTER (ALT и BAT) – OFF** (выкл.)
5. Вентиляционные отверстия в кабине – **ОТКРЫТЬ** (по необходимости)
6. Ручки управления обогревом кабины **CABIN HT** и вентиляцией кабины **CABIN AIR – OFF** (выкл.) (от себя до упора) (для предотвращения притока воздуха)
7. Воздушная скорость – **100 KIAS** (Если пожар не потушен, увеличьте скорость планирования до значения в пределах ограничений воздушной скорости, при которой топливная смесь не будет воспламеняться)
8. Вынужденная посадка – **ВЫПОЛНИТЬ** (см. «АВАРИЙНАЯ ПОСАДКА С НЕРАБОТАЮЩИМ ДВИГАТЕЛЕМ»)

ПОЖАР ЭЛЕКТРОПРОВОДКИ В ПОЛЕТЕ

1. Выключатель резервной аккумуляторной батареи **STBY BATT – OFF** (выкл.)
2. Основной переключатель генератора и аккумулятора **MASTER (ALT и BAT) – OFF** (выкл.)
3. Вентиляционные отверстия в кабине – **ЗАКРЫТЬ** (для предотвращения притока воздуха)
4. Ручки управления обогревом кабины **CABIN HT** и вентиляцией кабины **CABIN AIR – OFF** (выкл.) (от себя до упора) (для предотвращения притока воздуха)
5. Огнетушитель – **АКТИВИРОВАТЬ** (при наличии)
6. Выключатели авионики **AVIONICS (BUS 1 и BUS 2 (шина 1 и шина 2)) – OFF** (выкл.)
7. Все остальные выключатели (кроме переключателя магнето **MAGNETOS) – OFF** (выкл.)

ВНИМАНИЕ

**ПОСЛЕ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ОГНЕТУШИТЕЛЯ
УБЕДИТЕСЬ, ЧТО ПОЖАР ПОТУШЕН ПЕРЕД ТЕМ,
КАК УДАЛИТЬ ДЫМ ИЗ КАБИНЫ С ПОМОЩЬЮ
НАРУЖНОГО ВОЗДУХА.**

8. Вентиляционные отверстия в кабине – **ОТКРЫТЬ** (если вы уверены, что пожар полностью потушен)
9. Ручки управления обогревом кабины **CABIN HT** и вентиляцией кабины **CABIN AIR – ON** (ВКЛ.) (на себя до упора) (если вы уверены, что пожар полностью потушен)

(Продолжение на след. странице)

ПОЖАР (продолжение)

ПОЖАР ЭЛЕКТРОПРОВОДКИ В ПОЛЕТЕ (продолжение)

**ЕСЛИ ПОЖАР ПОТУШЕН, И ЭЛЕКТРОЭНЕРГИЯ НЕОБХОДИМА
ДЛЯ ПРОДОЛЖЕНИЯ ПОЛЕТА ДО БЛИЖАЙШЕГО АЭРОПОРТА
ИЛИ ПОСАДОЧНОЙ ПЛОЩАДКИ**

10. Автоматы защиты сети – ПРОВЕРИТЬ (на наличие выключенных АЗС, не возвращать в исходное положение)
11. Основной переключатель генератора и аккумулятора MASTER (ALT и BAT) – ON (вкл.)
12. Выключатель резервной аккумуляторной батареи STBY BATT – ARM (состояние готовности)
13. Переключатель авионики AVIONICS (BUS 1 (шина 1)) – ON (вкл.)
14. Переключатель авионики AVIONICS (BUS 2 (шина 2)) – ON (вкл.)

ПОЖАР В КАБИНЕ

1. Выключатель резервной аккумуляторной батареи STBY BATT – OFF (выкл.)
2. Основной переключатель генератора и аккумулятора MASTER (ALT и BAT) – OFF (выкл.)
3. Вентиляционные отверстия в кабине – ЗАКРЫТЬ (для предотвращения притока воздуха)
4. Ручки управления обогревом кабины CABIN HT и вентиляцией кабины CABIN AIR – OFF (выкл.) (от себя до упора) (для предотвращения притока воздуха)
5. Огнетушитель – АКТИВИРОВАТЬ (при наличии)

ВНИМАНИЕ

**ПОСЛЕ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ОГНЕТУШИТЕЛЯ
УБЕДИТЕСЬ, ЧТО ПОЖАР ПОТУШЕН ПЕРЕД ТЕМ,
КАК УДАЛИТЬ ДЫМ ИЗ КАБИНЫ С ПОМОЩЬЮ
НАРУЖНОГО ВОЗДУХА.**

6. Вентиляционные отверстия кабины – ОТКРЫТЬ (если вы уверены, что пожар полностью потушен)
7. Ручки управления обогревом кабины CABIN HT и вентиляцией кабины CABIN AIR – ON (ВКЛ.) (на себя до упора) (если вы уверены, что пожар полностью потушен)
8. Проведите посадку, как только это будет возможно, для проверки на наличие повреждений.

(Продолжение на след. странице)

ПОЖАР (продолжение)

ПОЖАР КРЫЛА

1. Выключатели посадочных и рулевых фар – OFF (выкл.)
2. Выключатель навигационных огней NAV – OFF (выкл.)
3. Выключатель стробоскопических огней – OFF (выкл.)
4. Выключатель обогрева приемника воздушного давления
PITOT HEAT – OFF (выкл.)

ПРИМЕЧАНИЕ

Выполните скольжение на крыло, чтобы удержать пламя на расстоянии от топливного бака и кабины. Проведите посадку, как только это будет возможно, используя только закрылки для захода на посадку и приземления.

ОБЛЕДЕНИЕ

НЕПРЕДВИДЕННОЕ ОБЛЕДЕНИЕ В ПОЛЕТЕ

1. **Выключатель обогрева приемника воздушного давления PITOT HEAT – ON (вкл.)**
2. **Выполните разворот или поменяйте высоту (чтобы добиться температуры наружного воздуха, менее благоприятной для обледенения)**
3. **Ручка управления обогревом кабины CABIN HT – ON (вкл.) (на себя до упора)**
4. **Выходные отверстия противообледенителя – ОТКРЫТЬ (для обеспечения максимального потока воздуха через противообледенитель лобового стекла)**
5. **Ручка управления вентиляцией кабины CABIN AIR – ОТРЕГУЛИРОВАТЬ (для получения максимального обогрева и потока воздуха через противообледенитель)**
6. Следите за признаками обледенения фильтра забора воздуха. Потеря частоты вращения двигателя может быть вызвана закупориванием льдом фильтра забора воздуха. Отрегулируйте режим работы двигателя таким образом, чтобы поддерживать частоту вращения. Отрегулируйте рабочую смесь по необходимости, в соответствии с изменениями режима работы двигателя.
7. Планируйте посадку в ближайшем аэропорту. При чрезвычайно быстром образовании льда выберите подходящую зону посадки вне аэропорта.
8. При образовании льда толщиной 0,25 дюйма или более на передних кромках крыла, учитывайте значительное увеличение необходимой мощности двигателя, скорости захода на посадку и скорости сваливания, а также дистанции пробеге при посадке.
9. Оставьте закрылки в убранном положении. При серьезном обледенении горизонтального хвостового оперения изменение направления потока воздуха в спутной струе крыла, вызванное выпуском закрылков, может привести к потере эффективности руля высоты.
10. Откройте левое окно и, при возможности, очистите часть лобового стекла от льда, чтобы обеспечить видимость при заходе на посадку.
11. Выполните заход на посадку, используя переднее скольжение, при необходимости, для улучшения видимости.
12. Заход на посадку выполняйте на скорости 65 – 75 KIAS в зависимости от количества образовавшегося льда.
13. Выполните посадку при ровном положении самолета.
14. Необходимо, по возможности, избегать ухода на второй круг из-за значительного снижения способности самолета набирать высоту.

ОТКАЗ ПРИЕМНИКА СТАТИЧЕСКОГО ДАВЛЕНИЯ (ПРЕДПОЛОЖИТЕЛЬНО НЕВЕРНЫЕ ПОКАЗАНИЯ ПРИБОРА)

1. Клапан резервного статического давления ALT STATIC AIR – ON (вкл.) (на себя до упора)
2. Вентиляционные отверстия кабины – ЗАКРЫТЬ
3. Ручки управления обогревом кабины CABIN HT и вентиляцией кабины CABIN AIR – ON (вкл.) (на себя до упора)
4. Воздушная скорость – см. раздел 5, рис. 5-1 (лист 2), таблица поправок воздушной скорости при использовании резервного приемника статического давления.

КИПЕНИЕ ТОПЛИВА (КАВИТАЦИЯ)

ПРОЦЕДУРА СТАБИЛИЗАЦИИ ПОДАЧИ ТОПЛИВА

(В случае колебаний расхода топлива на 1 гал/ч или более, либо при наличии скачков мощности)

1. Выключатель топливного насоса FUEL PUMP – ON (вкл.)
2. Управление составом смеси – ОТРЕГУЛИРОВАТЬ (по необходимости, для нормальной работы двигателя)
3. Клапан переключателя топливных баков – ВЫБРАТЬ ПРОТИВОПОЛОЖНЫЙ БАК (если признаки наличия паров остаются)
4. Выключатель топливного насоса FUEL PUMP – OFF (выкл.) (после стабилизации подачи топлива)

ОСОБЫЕ СЛУЧАИ ПРИ ПОСАДКЕ

ПОСАДКА СО СПУЩЕННЫМ ПНЕВМАТИКОМ ОСНОВНОГО КОЛЕСА

1. Заход на посадку – ОБЫЧНЫЙ
2. Закрылки – FULL (полностью выпущены)
3. Касание поверхности – СНАЧАЛА ИСПРАВНЫМ ПНЕВМАТИКОМ ОСНОВНОГО КОЛЕСА (удерживайте самолет от касания поверхности спущенным пневматиком как можно дольше, используя управление элеронами)
4. Направление при посадке – УДЕРЖИВАЙТЕ САМОЛЕТ ПО КУРСУ (с помощью тормоза на исправном колесе в соответствии с ситуацией)

ПОСАДКА СО СПУЩЕННЫМ ПНЕВМАТИКОМ ПЕРЕДНЕГО КОЛЕСА

1. Заход на посадку – ОБЫЧНЫЙ
2. Закрылки – ПО НЕОБХОДИМОСТИ
85 – 110 KIAS – Закрылки в положении UP (убраны) – 10°
Менее 85 KIAS – Закрылки в положении 10° – FULL
(полностью выпущены)
3. Касание поверхности – ПНЕВМАТИКАМИ ОСНОВНЫХ КОЛЕС (удерживайте переднее колесо от касания поверхности как можно дольше)
4. Когда переднее колесо касается поверхности, удерживайте руль высоты в положении на себя до упора при торможении до полной остановки самолета.

НЕИСПРАВНОСТИ СИСТЕМЫ ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЯ

СРАБАТЫВАНИЕ СИГНАЛИЗАТОРА ВЫСОКОГО НАПЯЖЕНИЯ (HIGH VOLTS) ИЛИ СИЛА ТОКА НА ГЛАВНОЙ АККУМУЛЯТОРНОЙ БАТАРЕЕ (M BATT AMPS) БОЛЕЕ 40 А

1. Главный переключатель MASTER (только ALT) (только генератор) – OFF (выкл.)
2. Электрическая нагрузка – УМЕНЬШИТЬ НЕМЕДЛЕННО следующим образом:
 - а) Выключатель авионики AVIONICS (BUS 1) – OFF (выкл.)
 - б) Выключатель обогрева приемника воздушного давления PITOT HEAT – OFF (выкл.)
 - в) Выключатель проблескового маяка BEACON – OFF (выкл.)
 - г) Выключатель посадочных фар LAND – OFF (используйте по необходимости при посадке)
 - д) Выключатель рулевых фар TAXI – OFF (выкл.)
 - е) Выключатель навигационных огней NAV – OFF (выкл.)
 - ж) Выключатель стробоскопических огней STROBE – OFF (выкл.)
- з) Выключатель электропитания 12В в кабине CABIN PWR 12V – OFF (выкл.)

ПРИМЕЧАНИЕ

- Главная аккумуляторная батарея подает электроэнергию на главную и основную шины до тех пор, пока напряжение на главной шине не упадет до уровня 20 В. Когда напряжение на главной шине падает ниже 20 вольт, резервная аккумуляторная батарея автоматически начинает подачу электроэнергии на основную шину в течение, по меньшей мере, 30 минут.
- Выберите COM1 MIC и NAV1 на аудиопанели и настройте их на активную частоту перед установкой AVIONICS BUS 2 на OFF (выкл.). Если COM2 MIC и NAV2 выбраны, когда выключатель AVIONICS BUS 2 установлен в положение OFF, настройка радиоаппаратуры COM и NAV невозможна.

(Продолжение на след. странице)

НЕИСПРАВНОСТИ СИСТЕМЫ ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЯ (продолжение)

СРАБАТЫВАНИЕ СИГНАЛИЗАТОРА ВЫСОКОГО НАПРЯЖЕНИЯ (HIGH VOLTS) ИЛИ СИЛА ТОКА НА ГЛАВНОЙ АККУМУЛЯТОРНОЙ БАТАРЕЕ (M BATT AMPS) БОЛЕЕ 40 А (продолжение)

- и) COM1 и NAV1 – НАСТРОИТЬ НА АКТИВНУЮ ЧАСТОТУ
- к) COM1 MIC и NAV1 – ВЫБРАТЬ (COM2 MIC и NAV2 не работают, когда выключатель AVIONICS BUS 2 установлен в положение OFF (выкл.))

ПРИМЕЧАНИЕ

Когда выключатель AVIONICS BUS 2 установлен в положение OFF (выкл.), следующее оборудование не работает:

Автопилот	Аудиопанель
КОММ 2	NAV 2
УВД ответчик	Многофункциональный дисплей

- л) Выключатель AVIONICS (BUS 2) – OFF (выкл.) (ОСТАВЬТЕ ВКЛЮЧЕННЫМ при нахождении в облаках)

3. Выполните посадку, как только это будет возможно.

ПРИМЕЧАНИЕ

Убедитесь, что успешная посадка возможна перед выпуском закрылков. Двигатель привода закрылков во время работы потребляет большую электрическую нагрузку.

(Продолжение на след. странице)

НЕИСПРАВНОСТИ СИСТЕМЫ ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЯ (продолжение)

СРАБАТЫВАНИЕ СИГНАЛИЗАТОРА НИЗКОГО НАПРЯЖЕНИЯ (LOW VOLTS) ПРИ ЧАСТОТЕ ВРАЩЕНИЯ ДВИГАТЕЛЯ МЕНЕЕ 1000 RPM

1. Управление газом – 1000 RPM
2. Сигнализатор НИЗКОГО НАПРЯЖЕНИЯ – СБРОСИТЬ

СИГНАЛИЗАТОР НИЗКОГО НАПРЯЖЕНИЯ (LOW VOLTS) ОСТАЕТСЯ ВКЛЮЧЕННЫМ ПРИ ЧАСТОТЕ ВРАЩЕНИЯ ДВИГАТЕЛЯ 1000 RPM

3. Требуется проверка электрической системы квалифицированным техническим персоналом перед следующим полетом.

СИГНАЛИЗАТОР НИЗКОГО НАПРЯЖЕНИЯ (LOW VOLTS) ВКЛЮЧАЕТСЯ ИЛИ НЕ ОТКЛЮЧАЕТСЯ ПРИ БОЛЕЕ ВЫСОКОЙ ЧАСТОТЕ ВРАЩЕНИЯ

1. Главный переключатель MASTER (только ALT) (только генератор) – OFF (выкл.)
2. Автомат защиты сети ALT FIELD (обмотка возбуждения генератора) – ПРОВЕРИТЬ ВКЛЮЧЕНИЕ
3. Основной переключатель генератора и аккумулятора MASTER (ALT и BAT) – ON (вкл.)
4. Сигнализатор низкого напряжения LOW VOLTS – СБРОСИТЬ
5. Напряжение на главной шине – ПРОВЕРИТЬ НАЛИЧИЕ 27,5 В (минимум)
6. Амперметр главной аккумуляторной батареи – ПРОВЕРИТЬ ЗАРЯДКУ (+)

ЕСЛИ СИГНАЛИЗАТОР НИЗКОГО НАПРЯЖЕНИЯ (LOW VOLTS) НЕ ОТКЛЮЧАЕТСЯ

7. Главный переключатель MASTER (только ALT) (только генератор) – OFF (выкл.)
8. Электрическая нагрузка – УМЕНЬШИТЬ НЕМЕДЛЕННО следующим образом:
 - а) Выключатель авионики AVIONICS (BUS 1) – OFF (выкл.)
 - б) Выключатель обогрева приемника воздушного давления PITOT HEAT – OFF (выкл.)
 - в) Выключатель проблескового маяка BEACON – OFF (выкл.)
 - г) Выключатель посадочных фар LAND – OFF (используйте по необходимости при посадке)
 - д) Выключатель рулевых фар TAXI – OFF (выкл.)
 - е) Выключатель навигационных огней NAV – OFF (выкл.)
 - ж) Выключатель стробоскопических огней STROBE – OFF (выкл.)
- з) Выключатель электропитания 12 В в кабине CABIN PWR 12V – OFF (выкл.)

(Продолжение на след. странице)

НЕИСПРАВНОСТИ СИСТЕМЫ ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЯ (продолжение)

ЕСЛИ СИГНАЛИЗАТОР НИЗКОГО НАПРЯЖЕНИЯ (LOW VOLTS) НЕ ОТКЛЮЧАЕТСЯ (продолжение)

ПРИМЕЧАНИЕ

- Главная аккумуляторная батарея подает электроэнергию на главную и основную шины до тех пор, пока напряжение на главной шине не упадет до уровня 20 вольт. Когда напряжение на главной шине падает ниже 20 вольт, резервная аккумуляторная батарея автоматически начинает подачу электроэнергии на основную шину в течение, по меньшей мере, 30 минут.
- Выберите COM1 MIC и NAV1 на аудиопанели и настройте их на активную частоту перед установкой AVIONICS BUS 2 в положение OFF (выкл.). Если COM2 MIC и NAV2 выбраны, когда переключатель AVIONICS BUS 2 установлен в положение OFF, настройка радиоаппаратуры COM и NAV невозможна.

и) COM1 и NAV1 – НАСТРОИТЬ НА АКТИВНУЮ ЧАСТОТУ

к) COM1 MIC и NAV1 – ВЫБРАТЬ (COM2 MIC и NAV2 не работают, когда выключатель AVIONICS BUS 2 установлен в положение OFF (выкл.))

ПРИМЕЧАНИЕ

Когда выключатель AVIONICS BUS 2 установлен в положение OFF (выкл.), следующее оборудование не работает:

Автопилот
КОММ 2
УВД ответчик

Аудиопанель
NAV 2
Многофункциональный дисплей

л) Выключатель AVIONICS (BUS 2) – OFF (выкл.) (ОСТАВЬТЕ ВКЛЮЧЕННЫМ при нахождении в облаках)

9. Выполните посадку, как только это будет возможно.

ПРИМЕЧАНИЕ

Убедитесь, что успешная посадка возможна перед выпуском закрылков. Двигатель привода закрылков во время работы потребляет большую электрическую нагрузку.

ОТКАЗ СИСТЕМЫ ВОЗДУШНЫХ СИГНАЛОВ

КРАСНЫЙ X – НА УКАЗАТЕЛЕ ВОЗДУШНОЙ СКОРОСТИ НА ПИЛОТАЖНОМ ДИСПЛЕЕ

1. Автоматы защиты сети компьютера воздушных сигналов и курсовертикали ADC/AHRS – ПРОВЕРИТЬ ВКЛЮЧЕНИЕ (ESS BUS и AVN BUS 1) При разомкнутом автомате, выполните его повторное включение (замкните). При повторном размыкании автомата, повторное включение не выполнять.
2. Резервный указатель воздушной скорости – ИСПОЛЬЗОВАТЬ ДЛЯ ПОЛУЧЕНИЯ ИНФОРМАЦИИ О ВОЗДУШНОЙ СКОРОСТИ

КРАСНЫЙ X – НА УКАЗАТЕЛЕ ВЫСОТЫ НА ПИЛОТАЖНОМ ДИСПЛЕЕ

1. Автоматы защиты сети компьютера воздушных сигналов и курсовертикали ADC/AHRS – ПРОВЕРИТЬ ВКЛЮЧЕНИЕ (ESS BUS и AVN BUS 1). При разомкнутом автомате, выполните его повторное включение (замкните). При повторном размыкании автомата, повторное включение не выполнять.
2. Резервный высотомер – ПРОВЕРИТЬ УСТАНОВКУ по текущему барометрическому давлению ИСПОЛЬЗОВАТЬ ДЛЯ ПОЛУЧЕНИЯ ИНФОРМАЦИИ О ВЫСОТЕ.

ОТКАЗ КУРСОВЕРТИКАЛИ (AHRS)

КРАСНЫЙ X – НА АВИАГОРИЗОНТЕ ПИЛОТАЖНОГО ДИСПЛЕЯ

1. Автоматы защиты сети компьютера воздушных сигналов и курсовертикали ADC/AHRS – ПРОВЕРИТЬ ВКЛЮЧЕНИЕ (ESS BUS и AVN BUS 1). При разомкнутом автомате, выполните его повторное включение (замкните). При повторном размыкании автомата, повторное включение не выполнять.
2. Резервный авиагоризонт – ИСПОЛЬЗОВАТЬ ДЛЯ ПОЛУЧЕНИЯ ИНФОРМАЦИИ О ПРОСТРАНСТВЕННОМ ПОЛОЖЕНИИ

КРАСНЫЙ X – НА ИНДИКАТОРЕ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ПОЛОЖЕНИЯ (HSI)

1. Автоматы защиты сети компьютера воздушных сигналов и курсовертикали ADC/AHRS – ПРОВЕРИТЬ ВКЛЮЧЕНИЕ (ESS BUS и AVN BUS 1). При разомкнутом автомате, выполните его повторное включение (замкните). При повторном размыкании автомата, повторное включение не выполнять.
2. Нестабилизованный магнитный компас – ИСПОЛЬЗОВАТЬ ДЛЯ ПОЛУЧЕНИЯ ИНФОРМАЦИИ О КУРСЕ

ОТКАЗ АВТОПИЛОТА ИЛИ ЭЛЕКТРИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ ТРИММИРОВАНИЯ (при наличии)

СРАБАТЫВАНИЕ СИГНАЛИЗАТОРОВ АВТОПИЛОТА AP ИЛИ ТРИММИРОВАНИЯ PTRM

1. Штурвал управления – **КРЕПКО ДЕРЖАТЬ** (восстановить контроль над управлением самолетом)
2. Кнопка отключения автопилота A/P TRIM DISC – **НАЖАТЬ и УДЕРЖИВАТЬ** (до полного восстановления контроля над управлением)
3. Управление триммированием руля высоты – **ОТРЕГУЛИРУЙТЕ ВРУЧНУЮ** (по необходимости)
4. Автомат защиты сети автопилота – **РАЗОМКНУТЬ** (вытянуть)
5. Кнопка отключения автопилота A/P TRIM DISC – **ОТПУСТИТЬ**

ВНИМАНИЕ

В СЛУЧАЕ НЕИСПРАВНОСТИ АВТОПИЛОТА, СИСТЕМЫ АВТОМАТИЧЕСКОГО ИЛИ РУЧНОГО ТРИММИРОВАНИЯ, НЕ ВКЛЮЧАЙТЕ АВТОПИЛОТ ДО УСТРАНЕНИЯ ПРИЧИНЫ НЕИСПРАВНОСТИ.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ ОБ ОХЛАЖДЕНИИ ДИСПЛЕЯ

СРАБАТЫВАНИЕ СИГНАЛИЗАТОРОВ ПЕРЕГРЕВА ОСНОВНОГО ПИЛОТАЖНОГО ДИСПЛЕЯ 1 (PFD 1) ИЛИ МНОГОФУНКЦИОНАЛЬНОГО ДИСПЛЕЯ 1 (MFD 1)

1. Ручка управления обогревом кабины CABIN HT – УМЕНЬШИТЬ (от себя) (предпочтительно, до минимального уровня)
2. Передний вентилятор обдува авионики – ПРОВЕРИТЬ (на наличие потока воздуха от экрана на козырьке приборной доски)

ПРИ ОТКАЗЕ ПЕРЕДНЕГО ВЕНТИЛЯТОРА ОБДУВА АВИОНИКИ

3. Выключатель резервной аккумуляторной батареи STBY BATT – OFF (выкл.) (если ее использование не требуется для аварийного электроснабжения)

ЕСЛИ СИГНАЛИЗАТОР ПЕРЕГРЕВА PFD 1 ИЛИ MFD1 НЕ ОТКЛЮЧАЕТСЯ В ТЕЧЕНИЕ 3 МИНУТ, ИЛИ ЕСЛИ ВКЛЮЧАЮТСЯ ОБА СИГНАЛИЗАТОРА PFD1 И MFD1

3. Выключатель резервной аккумуляторной батареи STBY BATT – OFF (выкл.) (выполните посадку, как только это будет возможно)

ОТКАЗ ВАКУУМНОЙ СИСТЕМЫ

СРАБАТЫВАНИЕ СИГНАЛИЗАТОРА НИЗКОГО УРОВНЯ ВАКУУМА (LOW VACUUM)

1. Указатель вакуума (VAC) – ПРОВЕРИТЬ СТРАНИЦУ КОНТРОЛЯ СОСТОЯНИЯ ДВИГАТЕЛЯ НА EIS (убедиться, что указатель вакуума находится в зеленом диапазоне)

ВНИМАНИЕ

ЕСЛИ УКАЗАТЕЛЬ ВАКУУМА ОКАЗЫВАЕТСЯ ЗА ПРЕДЕЛАМИ ЗЕЛЕННОГО ДИАПАЗОНА ВО ВРЕМЯ ПОЛЕТА, ИЛИ БЛЕНКЕР ОТКАЗА АВИАГОРИЗОНТА ОТОБРАЖАЕТСЯ НА РЕЗЕРВНОМ АВИАГОРИЗОНТЕ, ИСПОЛЬЗОВАНИЕ РЕЗЕРВНОГО АВИАГОРИЗОНТА ЗАПРЕЩЕНО.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ О ПОВЫШЕННОМ СОДЕРЖАНИИ УГАРНОГО ГАЗА (CO)

СРАБАТЫВАНИЕ СИГНАЛИЗАТОРА ВЫСОКОГО УРОВНЯ УГАРНОГО ГАЗА (CO LVL HIGH)

1. Ручка управления обогревом кабины CABIN HT – OFF (выкл.) (от себя до упора)
2. Ручка управления вентиляцией кабины CABIN AIR – ON (вкл.) (на себя до упора)
3. Вентиляционные отверстия кабины – ОТКРЫТЬ
4. О окна кабины – ОТКРЫТЬ (максимальная скорость при открытых окнах – 163 KIAS)

СИГНАЛИЗАТОР ВЫСОКОГО УРОВНЯ УГАРНОГО ГАЗА ОСТАЕТСЯ ВКЛЮЧЕННЫМ

5. Выполните посадку, как только это будет возможно.

ДОПОЛНИТЕЛЬНЫЕ ДЕЙСТВИЯ В АВАРИЙНЫХ СИТУАЦИЯХ

В данной главе приведена дополнительная информация, которая отсутствует в главе «Перечень действий в аварийной ситуации» этого раздела. Данная глава также содержит описательную информацию, которая не подходит для формата перечня, и материалы, к которым пилот не имеет времени обратиться в экстренной ситуации. Пилоту необходимо внимательно ознакомиться с данной информацией до полета и периодически перечитывать данную главу, чтобы четко помнить порядок действий при аварийной ситуации.

ОТКАЗ ДВИГАТЕЛЯ

Если отказ двигателя произошел при разбеге, остановите самолет на оставшейся части взлетной полосы. Эти действия в совокупности с действиями, указанными в перечне, обеспечат лучшую безопасность при отказе данного типа.

Если отказ двигателя произошел непосредственно после взлета, в большинстве случаев, незамедлительно должна быть спланирована посадка с небольшими изменениями курса для облета препятствий. Высота и воздушная скорость в данной ситуации редко являются достаточными, чтобы выполнить планирующий разворот на 180°, необходимый для возврата на взлетно-посадочную полосу. Действия, указанные в перечне, подразумевают наличие достаточного времени для того, чтобы обезопасить топливную систему и систему зажигания до приземления.

При отказе двигателя во время полета самой важной задачей является продолжение полета и сохранение контроля над самолетом. Необходимо как можно быстрее обеспечить оптимальную скорость планирования, как показано на рисунке 3-1. При планировании по направлению к подходящей зоне приземления постарайтесь установить причину неисправности. При наличии времени производите попытку повторного запуска двигателя, как указано в перечне операций. Если повторно запустить двигатель невозможно, выполните вынужденную посадку с неработающим двигателем.

ОПТИМАЛЬНОЕ ПЛАНИРОВАНИЕ

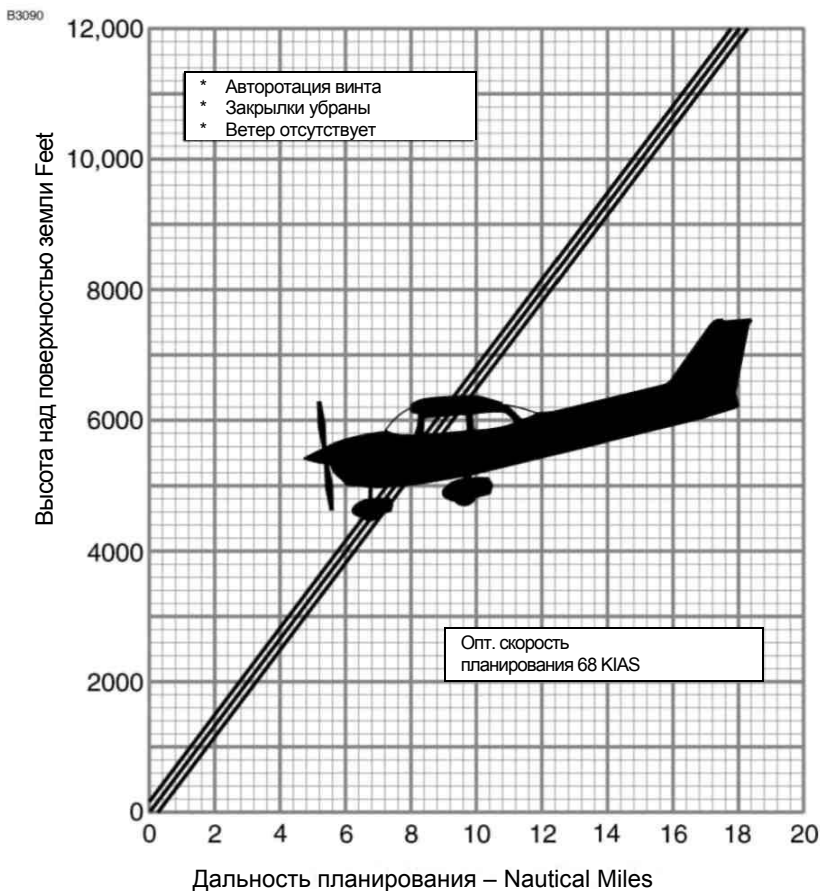


Рисунок 3-1

ВЫНУЖДЕННАЯ ПОСАДКА

Если все попытки перезапустить двигатель не принесли результата, и вынужденная посадка неизбежна, выберите подходящую площадку для посадки и подготовьтесь к ней, как описано в перечне действий «Аварийная посадка с неработающим двигателем». Передайте сигнал бедствия на частоте 121,5 МГц, указав местоположение, планируемые действия и код ответчика 7700.

Перед попыткой посадки вне зоны аэропорта при работающем двигателе, выполните облет зоны посадки на малой, но безопасной высоте, чтобы изучить особенности местности на предмет наличия препятствий и состояния поверхности, выполняя действия, указанные в перечне действий «Вынужденная посадка с работающим двигателем».

При подготовке к вынужденной посадке на воду необходимо закрепить или сбросить тяжелые предметы в багажном отсеке и собрать сложенные куртки для защиты лица пилота и пассажиров при касании поверхности воды. Передайте сигнал бедствия на частоте 121,5 МГц, указав местоположение, планируемые действия и код ответчика 7700. Постарайтесь избежать выравнивания при посадке из-за сложностей в оценке высоты над поверхностью воды. Действия, описанные в перечне, подразумевают работающий двигатель для выполнения вынужденной посадки на воду. При неработающем двигателе используйте воздушные скорости, указанные для конфигурации с минимально выпущенными закрылками, чтобы обеспечить более благоприятное пространственное положение самолета для посадки на воду с неработающим двигателем.

При вынужденной посадке не выключайте переключатели MASTER, AVIONICS и STBY BATT до выполнения приземления. Слишком раннее выключение этих переключателей приведет к отключению всех электрических систем самолета.

Перед выполнением вынужденной посадки, особенно в удаленных и горных районах, активируйте аварийный радиомаяк, установив переключатель в кабине в положение ON (вкл.). См. раздел 9 «Дополнения» для получения полной информации о работе аварийного радиомаяка.

ПОСАДКА С ОТКАЗАВШИМ РУЛЕМ ВЫСОТЫ

Оттримируйте самолет для горизонтального полета с воздушной скоростью около 65 KIAS и закрылками, установленными в положение 20°, используя управление газом и триммирование руля высоты. Затем, **не меняйте установки управления триммированием руля высоты**; управляйте углом планирования, регулируя мощность.

Во время выравнивания при посадке нос самолета будет опускаться при уменьшении мощности, и самолет может коснуться поверхности передним колесом раньше, чем основными колесами. Во время выравнивания управление триммированием руля высоты должно быть переведено в положение максимального поднятия носа, одновременно необходимо провести регулировку мощности, чтобы самолет принял горизонтальное положение перед приземлением. Закройте дроссель при приземлении.

ПОЖАР

Неверно выполненные операции по запуску двигателя с чрезмерным использованием дополнительного топливного насоса могут привести к заполнению двигателя топливом и разливу топлива на месте стоянки в результате того, что избыточное топливо вытекает через край впускных коллекторов. Иногда это происходит при сложных условиях запуска двигателя в холодную погоду, когда нет возможности проведения предварительного прогрева двигателя. В таком случае, самолет необходимо отвести от образовавшейся лужи топлива перед новой попыткой запуска двигателя. В противном случае, имеется вероятность воспламенения остатков топлива в выхлопной системе во время запуска двигателя, вызывающего длинную струю пламени из выхлопной трубы и, возможно, воспламенение топлива, оставшегося на земле. В случае пожара, выполните действия согласно перечню операций.

Несмотря на то, что пожар в двигателе является достаточно редким явлением в полете, в случае обнаружения пожара необходимо следовать инструкциям, приведенным в соответствующей главе перечня операций. После выполнения указанных операций, выполните вынужденную посадку. Не пытайтесь повторно запустить двигатель.

Первым признаком пожара в электропроводке является запах горячей изоляции. Выполнение действий согласно перечню операций должно привести к устранению пожара.

ДЕЙСТВИЯ В АВАРИЙНОЙ СИТУАЦИИ ПРИ НАХОЖДЕНИИ В ОБЛАКАХ

При отказе вакуумного насоса с приводом от двигателя во время полета, показания резервного авиагоризонта будут неверными. В этом случае пилот должен рассчитывать только на информацию о положении и курсе самолета (от курсовертикали (AHRS)), отображающуюся на основном пилотажном дисплее. При действительных данных HDG (курс) или GPS/NAV (GPS/навигация) работа автопилота не будет нарушена.

Если произошел отказ курсовертикали AHRS во время полета (красные символы X отображаются на авиагоризонте и навигационном индикаторе на основном пилотажном дисплее), пилот должен полагаться на резервный авиагоризонт и нестабилизированный магнитный компас для получения данных о пространственном положении и курсе.

При отказе курсовертикали AHRS автопилот не будет работать. В этом случае, пилот должен управлять самолетом вручную без использования данных AHRS. См. раздел 7 «Описание самолета и его систем» для получения дополнительной информации о работе автопилота.

Следующие инструкции предназначены для пилотов, не имеющих достаточного опыта полетов по приборам и управляющих самолетом без помощи автопилота.

ВЫПОЛНЕНИЕ РАЗВОРОТА НА 180° В ОБЛАКАХ (ПРИ ОТКАЗЕ КУРСОВЕРТИКАЛИ (AHRS))

При непреднамеренном входе в облака необходимо немедленно выполнить разворот на 180° для возвращения к условиям визуального полета (ПВП) следующим образом:

ОТКАЗ КУРСОВЕРТИКАЛИ

1. Определите курс по нестабилизированному магнитному компасу.
2. Используя резервный авиагоризонт, начните левый разворот с креном 15°. Снимите ноги с педалей управления рулем поворота. Поддерживайте высоту и угол крена 15°. Продолжайте поворот в течение 60 секунд, затем верните самолет в горизонтальное положение.
3. Когда шкала компаса достаточно стабилизируется, проверьте точность разворота, убедившись, что курс по компасу приближается к противоположному значению относительно курса до выполнения разворота.
4. При необходимости, откорректируйте курс, сохраняя горизонтальное положение крыльев и используя руль направления для выполнения поворота со скольжением (показания компаса будут более точными), чтобы завершить изменение курса на противоположный.
5. Поддерживайте высоту и воздушную скорость аккуратным использованием руля высоты. Следите за тем, чтобы указатель и метка крена были совмещены, и управляйте самолетом только с помощью руля направления.

(Продолжение на след. странице)

ДЕЙСТВИЯ В АВАРИЙНОЙ СИТУАЦИИ ПРИ НАХОЖДЕНИИ В ОБЛАКАХ (продолжение)

АВАРИЙНОЕ СНИЖЕНИЕ ЧЕРЕЗ ОБЛАКА (ПРИ ОТКАЗЕ КУРСОВЕРТИКАЛИ (AHRS))

В случае если возврат к полету по ПВП путем разворота на 180° не является целесообразным, снижение через облака до достижения условий полета по ПВП может быть более подходящим вариантом. По возможности, получите разрешение диспетчера управления воздушным движением на аварийное снижение через облака.

ОТКАЗ КУРСОВЕРТИКАЛИ AHRS

Выберите курс в восточном или западном направлении, чтобы минимизировать чувствительность шкалы нестабилизированного магнитного компаса. Периодически проверяйте курс по компасу и вносите поправки для поддержания примерного курса. При отказе AHRS автопилот не будет работать. В этом случае, пилот должен управлять самолетом вручную без использования данных AHRS. Перед снижением через облака, выполните подготовку к стабильному снижению следующим образом:

1. Выполните максимальное обогащение рабочей смеси.
2. Включите обогрев приемника воздушного давления.
3. Установите мощность, необходимую для снижения со скоростью 500 – 800 feet per minute (футов в минуту).
4. Используйте триммер руля высоты для стабильного снижения со скоростью 80 KIAS.
5. Используйте указатель и метку крена резервного авиагоризонта для сохранения горизонтального положения крыльев.
6. Следите за тенденцией движения шкалы текущего курса на компасе и внесите минимальные поправки рулем поворота, чтобы остановить возможный разворот.
7. При выходе из облаков вернитесь к нормальному крейсерскому режиму полета.

(Продолжение на след. странице)

ДЕЙСТВИЯ В АВАРИЙНОЙ СИТУАЦИИ ПРИ НАХОЖДЕНИИ В ОБЛАКАХ (продолжение)

ВЫХОД ИЗ НИСХОДЯЩЕЙ СПИРАЛИ В ОБЛАКАХ (ПРИ ОТКАЗЕ КУРСОВЕРТИКАЛИ(АНРС))

ОТКАЗ КУРСОВЕРТИКАЛИ АНРС

При входе в снижение по спирали в облаках, выполните следующие действия:

1. Переведите рычаг управления газом в положение холостого хода.
2. Снимите ноги с педалей руля направления.
3. Остановите разворот, аккуратно выравнивая крылья с помощью управления элеронами, до выравнивания указателя и метки крена резервного авиагоризонта.
4. Осторожно потяните руль высоты на себя, чтобы снизить воздушную скорость до 80 KIAS.
5. Оттримируйте руль высоты так, чтобы поддерживать планирование на скорости 80 KIAS.
6. Используйте управление элеронами для поддержания крыльев в горизонтальном положении (следите за совмещением указателя и метки крена) и постоянного курса.
7. Продолжайте выполнение действий по аварийному снижению через облака.
8. При выходе из облаков вернитесь к нормальному крейсерскому режиму полета.

НЕПРЕДНАМЕРЕННЫЙ ПОЛЕТ В УСЛОВИЯХ ОБЛЕДЕНЕНИЯ

Полет в условиях обледенения запрещается и является чрезвычайно опасным. При случайном попадании в условия обледенения необходимо руководствоваться инструкциями, приведенными в перечне действий в аварийных ситуациях. Лучшим выходом из данной ситуации является разворот на обратный курс или изменение высоты для выхода из условий обледенения. Установите переключатель PITOT HEAT (обогрев приемника воздушного давления) в положение ON (вкл.) до момента выхода на безопасное расстояние от условий обледенения.

При попадании в условия обледенения может произойти потеря мощности двигателя из-за закупоривания фильтра забора воздуха льдом или, в исключительно редких случаях, полного закупоривания льдом воздушных трубок системы впрыска топлива. В любом из этих случаев, рычаг управления газом должен быть установлен в такое положение, в котором обеспечиваются максимальные обороты двигателя RPM (в некоторых случаях, может потребоваться перемещение рычага в сторону уменьшения оборотов для обеспечения максимальной мощности). Затем необходимо провести регулировку топливной смеси, по необходимости, для обеспечения максимального RPM.

ОТКАЗ ПРИЕМНИКА СТАТИЧЕСКОГО ДАВЛЕНИЯ

При подозрении на неправильные показания приборов, использующих статическое давление (воздушная скорость, высотомер и вертикальная скорость) клапан резервного приемника статического давления (ALT STATIC AIR) необходимо перевести в положение ON (вкл.), таким образом, подавая статическое давление к этим приборам из кабины.

При нахождении клапана ALT STATIC AIR в положении ON (вкл.) максимальное отклонение показаний воздушной скорости в сравнении с работой при использовании нормального приемника статического давления составляет 11 knots, а максимальное отклонение показаний высотомера – 50 feet при закрытых окнах. См. раздел 5, рис. 5-1 (лист 2), таблицы поправок воздушной скорости при использовании резервного приемника статического давления для получения дополнительной информации.

ШТОПОР

При входе в непреднамеренный штопор, выполните следующие действия для выхода из штопора:

1. УСТАНОВИТЕ РЫЧАГ УПРАВЛЕНИЯ ГАЗОМ В ПОЛОЖЕНИЕ ХОЛОСТОГО ХОДА.
2. УСТАНОВИТЕ ЭЛЕРОНЫ В НЕЙТРАЛЬНОЕ ПОЛОЖЕНИЕ.
3. ОТКЛОНИТЕ И УДЕРЖИВАЙТЕ РУЛЬ НАПРАВЛЕНИЯ В КРАЙНЕМ ПОЛОЖЕНИИ, ПРОТИВОПОЛОЖНОМ НАПРАВЛЕНИЮ ВРАЩЕНИЯ.
4. СРАЗУ **ПОСЛЕ** ТОГО КАК РУЛЬ НАПРАВЛЕНИЯ ДОСТИГНЕТ КРАЙНЕГО ПОЛОЖЕНИЯ, РЕЗКО ПЕРЕМЕСТИТЕ ШТУРВАЛ УПРАВЛЕНИЯ ОТ СЕБЯ, ТАК ЧТОБЫ ПРЕКРАТИТЬ СВАЛИВАНИЕ. При задней центровке самолета может потребоваться перемещение руля высоты от себя до упора для оптимального выполнения выхода из штопора.
5. **УДЕРЖИВАЙТЕ** ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ В УКАЗАННЫХ ПОЛОЖЕНИЯХ ДО ПРЕКРАЩЕНИЯ ВРАЩЕНИЯ. Преждевременное ослабление контроля над органами управления может привести к более длительному выходу из штопора.
6. ПОСЛЕ ПРЕКРАЩЕНИЯ ВРАЩЕНИЯ ПЕРЕВЕДИТЕ РУЛЬ НАПРАВЛЕНИЯ В НЕЙТРАЛЬНОЕ ПОЛОЖЕНИЕ И ВЫПОЛНИТЕ ПЛАВНЫЙ ВЫХОД ИЗ ПИКИРОВАНИЯ.

ПРИМЕЧАНИЕ

Если скорость вращения в штопоре затрудняет определение направления вращения, пурпурный индикатор угловой скорости разворота в верхней части шкалы курса планового навигационного прибора (HSI) покажет скорость и направление разворота. Шкала курса навигационного прибора (HS) будет вращаться в противоположном направлении. Удерживайте руль направления в направлении, противоположном направлению вектора разворота.

См. раздел 4 «Стандартные процедуры», глава ШТОПОР, для получения дополнительной информации о штопоре и выходе из него.

НЕУСТОЙЧИВАЯ РАБОТА ДВИГАТЕЛЯ ИЛИ ПОТЕРЯ МОЩНОСТИ

НЕИСПРАВНОСТЬ СВЕЧИ ЗАЖИГАНИЯ

Небольшая неравномерность работы двигателя во время полета может быть вызвана неисправностью одной или более свечей зажигания вследствие появления нагара или отложений свинца. Это можно проверить, кратковременно переведя переключатель MAGNETOS (магнето) из положения BOTH (оба) в положение L (левое) или R (правое). Значительная потеря мощности при работе одного магнето является признаком неисправности свечи зажигания или магнето. Т.к. неисправность свечей зажигания является более вероятной причиной, проведите обеднение топливной смеси до значений, рекомендованных для крейсерского полета. Если проблема не исчезает через несколько минут, определите, обеспечит ли более обогащенная смесь стабильную работу двигателя. Если нет, следуйте к ближайшему аэропорту для выполнения ремонта, установив переключатель MAGNETOS (магнето) в положение BOTH (оба), если чрезмерная неровность в работе двигателя не приводит к необходимости использования одного магнето.

НЕИСПРАВНОСТЬ МАГНЕТО

Внезапная неустойчивая работа двигателя или перебои зажигания являются признаком неисправности магнето. Переключение переключателя MAGNETOS (магнето) из положения BOTH (оба) в положение L и R позволит определить, какое из магнето неисправно. Попробуйте использование различных режимов мощности и обогащение топливной смеси, чтобы установить возможность продолжения полета с использованием обоих магнето. Если это невозможно, переключитесь на исправное магнето и продолжайте полет до ближайшего аэропорта для выполнения ремонта.

НЕУСТОЙЧИВАЯ РАБОТА ДВИГАТЕЛЯ НА ХОЛОСТОМ ХОДУ (согласно требованиям AD 2001-06-17, Paragraph (d)(3))

Подача чрезмерно обогащенной рабочей смеси на холостом ходу может привести к неустойчивой работе двигателя на малых оборотах во время полета. В большинстве случаев работы двигателя на малых оборотах во время полета (сваливание самолета, заход на посадку и т.д.) рычаг регулирования состава смеси перемещен в положение наиболее обогащенной рабочей смеси. Однако чтобы стабилизировать работу двигателя (при неустойчивой работе, вызванной неправильно отрегулированным сервоприводом подачи топлива) при низких оборотах во время полета, необходимо повернуть рычаг регулирования состава смеси (провести обеднение рабочей смеси). Обеднение рабочей смеси также может потребоваться, если низкая скорость вращения двигателя приведет к выключению двигателя, и вам требуется перезапустить двигатель во время полета. Во всех описанных случаях, необходимо выполнить посадку самолета в ближайшем аэропорту для проведения ремонта, если неустойчивая работа двигателя на низких оборотах требует регулирования состава смеси для стабилизации работы двигателя.

(Продолжение на след. странице)

НЕУСТОЙЧИВАЯ РАБОТА ДВИГАТЕЛЯ ИЛИ ПОТЕРЯ МОЩНОСТИ

(продолжение)

ОТКАЗ ТОПЛИВНОГО НАСОСА С ПРИВОДОМ ОТ ДВИГАТЕЛЯ

Отказ топливного насоса с приводом от двигателя определяется по внезапному снижению показаний расхода топлива (FFLOW GPH) **непосредственно перед потерей мощности**, при условии, что в топливном баке находится достаточное количество топлива.

При отказе топливного насоса с приводом от двигателя незамедлительно установите переключатель FUEL PUMP (топливный насос) в положение ON (вкл.), чтобы восстановить мощность двигателя. Полет должен быть прекращен, как только это будет возможно, с последующим ремонтом топливного насоса с приводом от двигателя.

ЗАКИПАНИЕ (КАВИТАЦИЯ) ТОПЛИВА

Пары топлива в системе впрыска топлива чаще всего образуются при нахождении самолета на земле, как правило, при длительном рулении на аэродроме с большой высотой и/или при нетипично высоких температурах.

Образование чрезмерного количества паров топлива определяется по колебаниям показаний индикатора подачи топлива (FFLOW GPH) более чем на 1 gal./hr (галлон в час). Данное состояние, при обедненной рабочей смеси или при больших колебаниях показаний индикатора, может привести к скачкам мощности и, если не принять мер, к потере мощности.

Чтобы замедлить образование паров и стабилизировать подачу топлива на земле или в воздухе, установите переключатель FUEL PUMP (топливный насос) в положение ON (вкл.) и отрегулируйте рабочую смесь так, чтобы обеспечить нормальную работу двигателя. При сохранении признаков образования паров топлива, выберите противоположный топливный бак. При стабилизации расхода топлива установите переключатель FUEL PUMP (топливный насос) в положение OFF (выкл.) и отрегулируйте рабочую смесь по необходимости.

(Продолжение на след. странице)

НЕУСТОЙЧИВАЯ РАБОТА ДВИГАТЕЛЯ ИЛИ ПОТЕРЯ МОЩНОСТИ

(продолжение)

НИЗКОЕ ДАВЛЕНИЕ МАСЛА

Если включается сигнализатор низкого давления масла (OIL PRESS), проверьте показания индикатора давления масла (OIL PRES на странице ENGINE или OIL PSI на странице SYSTEM), чтобы подтвердить наличие низкого давления масла. Если давление и температура масла (OIL TEMP на странице ENGINE или OIL °F на странице SYSTEM) остаются в норме, вероятно неисправность датчика давления масла или перепускного клапана. Проведите посадку в ближайшем аэропорту, чтобы определить причину неисправности.

Если полная потеря давления масла и увеличение температуры масла происходят приблизительно в одно время, это может являться признаком скорого отказа двигателя. Незамедлительно уменьшите мощность и выберите зону, подходящую для вынужденной посадки. Используйте только минимальную мощность, необходимую для достижения зоны посадки.

НЕИСПРАВНОСТИ СИСТЕМЫ ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЯ

Неисправности системы электроснабжения можно определить благодаря регулярному контролю показаний амперметра главной аккумуляторной батареи (M BATT AMPS) и вольтметра главной электрической шины (M BUS VOLTS); однако, причину данных неисправностей, как правило, сложно установить. Причиной неисправности генератора чаще всего могут являться обрыв приводного ремня генератора переменного тока, слишком большой износ щеток генератора или ошибка при прокладке электрических проводов, другие факторы также могут вызывать данную неисправность. Причиной неисправностей также может являться отказ блока управления генератора (ACU). Проблемы данного характера представляют собой аварийную ситуацию, связанную с отказом электрооборудования, и должны решаться незамедлительно. Неисправности электросистемы обычно разделяют на две категории: чрезмерная величина тока заряда и недостаточная величина тока заряда. В следующих главах приводятся рекомендованные способы устранения указанных неисправностей.

ЧРЕЗМЕРНАЯ ВЕЛИЧИНА ТОКА ЗАРЯДА

После запуска двигателя и работы электросистемы при больших нагрузках на малых скоростях вращения двигателя (например, при длительном рулении), зарядка аккумуляторной батареи будет достаточно низкой и возможно увеличение тока заряда выше нормальных величин во время начальной стадии полета. Однако через тридцать минут крейсерского полета амперметр главной аккумуляторной батареи (M BATT AMPS) должен показывать менее 5 ампер тока заряда (+). Если значение тока заряда остается выше 5 ампер в условиях длительного полета, может произойти перегрев и испарение аккумуляторного электролита.

Электронные элементы электросистемы могут быть подвержены отрицательному влиянию напряжения при превышении нормальных значений. Блок управления генератором оборудован цепью защиты от перенапряжения, которая автоматически отключает генератор, если напряжение заряда превышает приблизительно 31,75 вольт. Если цепь защиты от перенапряжения не срабатывает правильно, что определяется показаниями напряжения свыше 31,75 вольт на вольтметре шины главной аккумуляторной батареи, необходимо установить секцию ALT (генератор) главного переключателя MASTER в положение OFF (выкл.). Отключите ненужное электрическое оборудование и приземлитесь, как только это будет возможно.

(Продолжение на след. странице)

НЕИСПРАВНОСТИ СИСТЕМЫ ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЯ (продолжение)

НЕДОСТАТОЧНАЯ ВЕЛИЧИНА ТОКА ЗАРЯДА

Когда цепь защиты от перенапряжения или какая-либо другая неисправность размыкает автомат защиты обмотки возбуждения генератора (ALT FIELD) и обесточивает генератор, ток разряда (-) будет отображаться на амперметре главной аккумуляторной батареи, и произойдет включение сигнализатора низкого напряжения (LOW VOLTS). Блок управления генератором может обесточить генератор в связи с незначительными неполадками в электрической системе, что приводит к ненужному размыканию автомата защиты обмотки возбуждения генератора ALT FIELD. В этом случае, необходимо предпринять попытку подачи питания на обмотку возбуждения генератора.

Чтобы подать питание на обмотку возбуждения генератора

1. Главный переключатель MASTER (только ALT) (только генератор) – OFF (выкл.)
2. Автомат защиты обмотки возбуждения генератора ALT FIELD – ВКЛЮЧИТЬ
3. Главный переключатель MASTER (только ALT) (только генератор) – ON (вкл.)

Если проблема заключалась в незначительных неполадках электрической системы, начнется нормальный заряд главной аккумуляторной батареи. Ток заряда (+) будет отображаться на амперметре главной аккумуляторной батареи, сигнализатор низкого напряжения LOW VOLTS отключится.

Если сигнализатор LOW VOLTS включается опять, это свидетельствует о наличии неисправности в системе генератора. Не повторяйте действия по подаче питания на обмотку возбуждения генератора. Необходимо уменьшить до минимума электрическую нагрузку на аккумуляторную батарею (обесточив ненужное электрическое и авиационное оборудование), т.к. заряда батареи для питания электрической системы хватит лишь на короткое время. Уменьшите электрическую нагрузку как можно быстрее, чтобы времени работы аккумуляторной батареи хватило на выполнение посадки. Выполните посадку, как только это будет возможно.

(Продолжение на след. странице)

НЕИСПРАВНОСТИ СИСТЕМЫ ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЯ (продолжение)

НЕДОСТАТОЧНАЯ ВЕЛИЧИНА ТОКА ЗАРЯДА (продолжение)

Время работы аккумуляторной батареи можно продлить, установив главный переключатель MASTER (ALT и BAT) (генератор и акк. батарея) в положение OFF (выкл.) и используя основную шину ESS BUS от резервной аккумуляторной батареи. Резервная батарея может обеспечивать питанием только системы на основной шине и не подает питание для работы ответчика (XPDR). Время работы главной аккумуляторной батареи необходимо продлить, при необходимости, для возможного последующего управления закрылками и использования посадочных фар (в ночное время).

ПРИМЕЧАНИЕ

Сигнализатор низкого напряжения LOW VOLTS может включиться при работе двигателя на малых оборотах (RPM) с большой электрической нагрузкой. Сигнализатор LOW VOLTS обычно отключается при работе двигателя на высоких оборотах (RPM) с большей выходной мощностью генератора. Убедитесь, что амперметр главной аккумуляторной батареи (M BATT AMPS) показывает положительный ток (+) на более высоких оборотах (RPM).

ДЕЙСТВИЯ ПРИ ПОВЫШЕННОМ СОДЕРЖАНИИ УГАРНОГО ГАЗА (CO)

Угарный газ (CO) является бесцветным, не имеющим запаха и вкуса продуктом процесса внутреннего сгорания и постоянно присутствует в выхлопных газах. Вдыхание даже малого количества угарного газа в течение длительного периода времени может привести к летальному исходу. Симптомы отравления угарным газом нелегко определить самому пострадавшему; эти симптомы могут включать неясное сознание, чувство беспокойства, головокружение, головную боль и потерю сознания.

При работе системы обогрева кабины поток атмосферного воздуха проходит через кожух выхлопной трубы, где он нагревается перед тем, как попасть в кабину. Если утечка в выхлопной системе, вызванная трещиной в выхлопной трубе, происходит в зоне, окруженной этим кожухом, выхлопные газы будут смешиваться с подогретым атмосферным воздухом, подаваемым в кабину. Таким образом, если кто-либо в кабине чувствует запах выхлопных газов, ощущает описанные выше симптомы, или если включается сигнализация высокого уровня угарного газа CO LVL HIGH при использовании обогревателя кабины, немедленно отключите обогреватель кабины и выполните действия, предусмотренные для аварийной ситуации, связанной с высоким уровнем угарного газа.

Когда система обнаружения CO фиксирует уровень CO 50 PPM или более, система сигнализации включает мигающее аварийное предупреждение CO LVL HIGH в окне предупреждений на основном пилотажном дисплее с непрерывным звуковым сигналом до тех пор, пока не будет нажата сенсорная клавиша основного пилотажного дисплея под надписью WARNING (предупреждение). После этого, сигнализация будет работать в стандартном режиме, пока уровень CO не упадет ниже 50 PPM, при этом, сигнализация автоматически отключается.

ПРОЧИЕ АВАРИЙНЫЕ СИТУАЦИИ

ПОВРЕЖДЕНИЕ ЛОБОВОГО СТЕКЛА

Сквозное повреждение лобового стекла в результате столкновения с птицей или другого происшествия может привести к значительному ухудшению летных характеристик. В некоторых случаях, ухудшение характеристик можно свести к минимуму (в зависимости от серьезности повреждения, высоты и т.д.), открыв боковые окна во время маневрирования для посадки в ближайшем аэропорту. Если ухудшение летных характеристик самолета или другие неблагоприятные условия не позволяют выполнить посадку в аэропорту, подготовьтесь к посадке вне зоны аэропорта в соответствии с перечнем действий «Вынужденная посадка с работающим двигателем» или «Посадка на воду».



CESSNA
МОДЕЛЬ 172S NAV III
GFC 700 AFCS

ИНФОРМАЦИОННОЕ РУКОВОДСТВО
РАЗДЕЛ 3
ПОРЯДОК ДЕЙСТВИЙ В АВАРИЙНЫХ СИТУАЦИЯХ

Страница намеренно оставлена пустой

СТАНДАРТНЫЕ ПРОЦЕДУРЫ

ОГЛАВЛЕНИЕ

	Страница
Введение	4-3
Воздушные скорости при нормальной эксплуатации	4-3
СТАНДАРТНЫЕ ПРОЦЕДУРЫ	4-4
Предполетная проверка	4-4
Кабина	4-5
Хвостовое оперение	4-6
Правое крыло, задняя кромка	4-6
Правое крыло	4-7
Носовая часть	4-8
Левое крыло, передняя кромка	4-9
Левое крыло	4-10
Левое крыло, задняя кромка	4-10
Перед запуском двигателя	4-11
Запуск двигателя (от аккумуляторной батареи)	4-12
Запуск двигателя (от внешнего источника)	4-13
Перед взлетом	4-15
Взлет	4-18
Нормальный взлет	4-18
Взлет с короткой площадки	4-18
Набор высоты	4-19
Крейсерский полет	4-19
Снижение	4-20
Перед посадкой	4-21
Посадка	4-21
Нормальная посадка	4-21
Посадка на короткую площадку	4-21
Уход на второй круг	4-22
После посадки	4-22
Обеспечение безопасности самолета	4-22

(Продолжение на след. странице)

ОГЛАВЛЕНИЕ (продолжение)

Страница

ДОПОЛНИТЕЛЬНЫЕ ИНСТРУКЦИИ ПО СТАНДАРТНЫМ ПРОЦЕДУРАМ	4-23
Предполетная проверка	4-23
Запуск двигателя	4-25
Рекомендованный рабочий цикл стартера	4-26
Обеднение рабочей смеси для работы на земле	4-26
Руление	4-27
Перед взлетом	4-29
Прогрев	4-29
Проверка магнето	4-29
Проверка генератора	4-29
Триммер руля высоты	4-30
Посадочные фары	4-30
Взлет	4-30
Проверка мощности	4-30
Положение закрылков	4-31
Взлет при боковом ветре	4-31
Набор высоты	4-32
Крейсерский полет	4-33
Обеднение рабочей смеси, используя показания температуры выхлопных газов (EGT)	4-35
Действия по экономии топлива при летной подготовке	4-38
Действия при наличии паров топлива	4-39
Сваливание	4-40
Штопор	4-40
Посадка	4-43
Нормальная посадка	4-43
Посадка на короткую площадку	4-43
Посадка при боковом ветре	4-44
Уход на второй круг	4-44
Эксплуатация в холодную погоду	4-45
Запуск двигателя	4-46
Комплект для эксплуатации в зимних условиях	4-47
Эксплуатация в жаркую погоду	4-48
Шумовые характеристики	4-48

ВВЕДЕНИЕ

Раздел 4 содержит перечень операций и подробных инструкций по нормальной эксплуатации самолета с использованием стандартного оборудования. В разделе 9 «Дополнения» приведены сведения о стандартных операциях с использованием систем, устанавливаемых на самолете по желанию заказчика.

ВОЗДУШНЫЕ СКОРОСТИ ПРИ СТАНДАРТНЫХ ОПЕРАЦИЯХ

Если не указано другое, приведенные ниже скорости рассчитаны при максимальной массе 2550 фунтов и могут быть использованы при любой меньшей массе.

ВЗЛЕТ

Нормальный набор высоты 75 – 85 KIAS
Взлет с короткой площадки, закрылки 10°, скорость
на высоте 50 Feet 56 KIAS

НАБОР ВЫСОТЫ ВО ВРЕМЯ ПОЛЕТА, ЗАКРЫЛКИ УБРАНЫ

Нормальный, на уровне моря 75 – 85 KIAS
Нормальный, 10000 Feet 70 – 80 KIAS
С оптимальной скороподъемностью, на уровне моря 74 KIAS
С оптимальной скороподъемностью, 10000 Feet 72 KIAS
С оптимальным углом набора высоты, на уровне моря 62 KIAS
С оптимальным углом набора высоты, 10000 Feet 67 KIAS

ЗАХОД НА ПОСАДКУ

Нормальный, закрылки убраны 65 – 75 KIAS
Нормальный, закрылки полностью выпущены 60 – 70 KIAS
На короткую площадку, закрылки полностью выпущены ... 61 KIAS

УХОД НА ВТОРОЙ КРУГ

Максимальная мощность, закрылки 20° 60 KIAS

МАКСИМАЛЬНО РЕКОМЕНДОВАННАЯ СКОРОСТЬ ДЛЯ ПРОЛЕТА ТУРБУЛЕНТНОСТИ

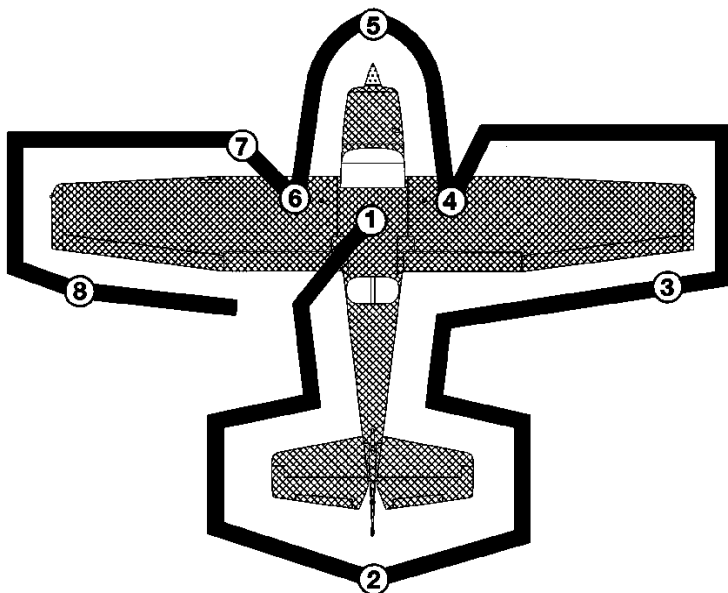
2550 POUNDS 105 KIAS
2200 POUNDS 98 KIAS
1900 POUNDS 90 KIAS

МАКСИМАЛЬНАЯ ДЕМОНСТРИРОВАННАЯ СКОРОСТЬ БОКОВОГО ВЕТРА

Взлет или посадка 15 KNOTS

СТАНДАРТНЫЕ ПРОЦЕДУРЫ ПРЕДПОЛЕТНАЯ ПРОВЕРКА

83091



0585T1018

ПРИМЕЧАНИЕ

Проведите визуальный осмотр общего состояния самолета. Самолет должны быть запаркован в нормальном положении на земле (см. рис. 1-1), чтобы имелась возможность слива отстоя топлива через дренажные клапаны. Использование подножек и поручней облегчает доступ к верхним поверхностям крыла для проведения визуального осмотра и заправки топлива. В холодную погоду удаляйте даже самые малые образования инея, льда или снега с поверхностей крыла, хвоста и руля. Также убедитесь, что поверхности руля не имеют внутренних образований льда и осколков. Перед полетом убедитесь касанием, что обогреватель приемника воздушного давления нагревается за 30 секунд с включенной аккумуляторной батареей и переключателем обогрева приемника воздушного давления. В случае планируемого ночного полета, проверьте работу всех фар и убедитесь в наличии ручного фонарика.

Рисунок 4-1

ПРЕДПОЛЕТНАЯ ПРОВЕРКА (продолжение)

① КАБИНА

1. Чехол приемника воздушного давления – СНЯТЬ (убедитесь, что приемник воздушного давления не засорен)
2. Справочное руководство пилота – ДОСТУПНО ДЛЯ ПИЛОТА
3. Справочное руководство пилота Garmin G1000 – ДОСТУПНО ДЛЯ ПИЛОТА
4. Масса и центровка самолета – ПРОВЕРЕНО
5. Стояночный тормоз – УСТАНОВИТЬ
6. Стопор руля направления – СНЯТЬ

ВНИМАНИЕ

КОГДА ОСНОВНОЙ ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЬ MASTER НАХОДИТСЯ В ПОЛОЖЕНИИ ON (ВКЛ.), ПРИ ИСПОЛЬЗОВАНИИ ВНЕШНЕГО ИСТОЧНИКА ПИТАНИЯ ИЛИ ПРИ ВРАЩЕНИИ ВИНТА ВРУЧНУЮ, ОБРАЩАЙТЕСЬ С ВИНТОМ, КАК ЕСЛИ БЫ ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЬ МАГНЕТО MAGNETOS НАХОДИЛСЯ В ПОЛОЖЕНИИ ON (ВКЛ.). НЕ СТОЙТЕ, И НЕ ПОЗВОЛЯЙТЕ НИКОМУ СТОЯТЬ В ЗОНЕ ВРАЩЕНИЯ ВИНТА, Т.К. ОСЛАБЛЕННЫЙ ИЛИ ОБОРВАННЫЙ ПРОВОД ИЛИ НЕИСПРАВНЫЙ КОМПОНЕНТ МОГУТ ВЫЗВАТЬ ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЯ.

7. Переключатель магнето MAGNETOS – OFF (выкл.)
8. Переключатель авионики AVIONICS (BUS 1 и BUS 2 (шина 1 и шина 2)) – OFF (выкл.)
9. Основной переключатель MASTER (ALT и BAT) (генератор и аккумулятор) – ON (вкл.)
10. Основной пилотажный дисплей (PFD) – ПРОВЕРИТЬ (убедитесь, что PFD включен)
11. Запас топлива FUEL QTY (L and R) (левый и правый бак) – ПРОВЕРИТЬ
12. Сигнализаторы LOW FUEL L (низкий остаток топлива в левом баке) и LOW FUEL R (низкий остаток топлива в правом баке) – ПРОВЕРИТЬ (убедитесь, что предупреждения о низком остатке топлива отсутствуют на PFD)
13. Сигнализатор OIL PRESSURE (давление масла) – ПРОВЕРИТЬ (убедитесь, что символ сигнализатора горит на экране)
14. Сигнализатор LOW VACUUM (низкий уровень вакуума) – ПРОВЕРИТЬ (убедитесь, что символ сигнализатора горит на экране)
15. Переключатель AVIONICS (BUS 1) – ON (вкл.)
16. Передний вентилятор обдува авионики – ПРОВЕРИТЬ (убедитесь в наличии шума работающего вентилятора)

(Продолжение на след. странице)

ПРЕДПОЛЕТНАЯ ПРОВЕРКА (продолжение)

① КАБИНА (продолжение)

17. Переключатель AVIONICS (BUS 1) – OFF (выкл.)
18. Переключатель AVIONICS (BUS 2) – ON (вкл.)
19. Задний вентилятор обдува авионики – ПРОВЕРИТЬ (убедитесь в наличии шума работающего вентилятора)
20. Переключатель AVIONICS (BUS 2) – OFF (выкл.)
21. Переключатель PITOT HEAT (обогрев приемника воздушного давления – ON (вкл.) (убедитесь прикосновением, что приемник воздушного давления нагревается за 30 секунд)
22. Переключатель PITOT HEAT (обогрев приемника воздушного давления) – OFF (выкл.)
23. Сигнализатор LOW VOLTS (низкое напряжение) – ПРОВЕРИТЬ (убедитесь, что символ сигнализатора горит на экране)
24. Основной переключатель MASTER (ALT и BAT) (генератор и аккумулятор) – OFF (выкл.)
25. Управление триммированием руля высоты – положение TAKEOFF (взлет)
26. Переключатель топливных баков FUEL SELECTOR – BOTH (оба)
27. Клапан резервного источника статического давления ALT STATIC AIR – OFF (выкл.) (от себя до упора)
28. Огнетушитель – ПРОВЕРИТЬ (убедитесь, что стрелка индикатора находится в пределах зеленой дуги)

② ХВОСТОВОЕ ОПЕРЕНИЕ

1. Дверь багажного отсека – ПРОВЕРИТЬ (закройте ключом)
2. Механизм стопорения руля направления (при наличии) – СНЯТЬ
3. Швартовочный трос хвостового оперения – ОТСОЕДИНИТЬ
4. Поверхности рулей – ПРОВЕРИТЬ (свободное перемещение и надежность крепления)
5. Триммер руля высоты – ПРОВЕРИТЬ (надежность крепления)
6. Антенны – ПРОВЕРИТЬ (надежность крепления и общее состояние)

③ ПРАВОЕ КРЫЛО Задняя кромка

1. Закрылок – ПРОВЕРИТЬ (надежность крепления и состояние)
2. Элерон – ПРОВЕРИТЬ (свободное перемещение и надежность крепления)

(Продолжение на след. странице)

ПРЕДПОЛЕТНАЯ ПРОВЕРКА (продолжение)

④ ПРАВОЕ КРЫЛО

1. Швартовочный трос крыла – ОТСОЕДИНИТЬ
2. Пневматик основного колеса – ПРОВЕРИТЬ (правильное давление и общее состояние (трещины, глубина протектора, износ и т.д.))
3. Дренажные клапаны слива отстоя топлива – СЛИТЬ
Слейте, по меньшей мере, одну чашку топлива (используя чашку для отбора проб) из каждой точки слива для проверки на наличие воды, осадка и правильной марки топлива перед каждым полетом и после каждой дозаправки топлива. При обнаружении воды, продолжайте слив отстоя до тех пор, пока в пробах не будет воды, затем аккуратно наклоните крылья и опустите хвост самолета к земле, чтобы оставшиеся примеси переместились к точкам слива отстоя. Повторно слейте отстой из **всех** точек слива топлива до тех пор, пока **все** примеси не будут удалены. Если примеси не удаляются, см. пункт ВНИМАНИЕ ниже и не начинайте полет.

ПРИМЕЧАНИЕ

Соберите все слитое топливо в надежный контейнер. Утилизируйте слитое топливо таким образом, чтобы не нанести вреда окружающей среде.

ВНИМАНИЕ

ЕСЛИ, ПОСЛЕ НЕСКОЛЬКИХ ПОПЫТОК СЛИВА ОТСТОЯ ТОПЛИВА, ПРИЗНАКИ ЗАГРЯЗНЕНИЯ ТОПЛИВА ВСЕ РАВНО ОСТАЮТСЯ, ВЫПОЛНЕНИЕ ПОЛЕТА ЗАПРЕЩАЕТСЯ. СЛИВ ТОПЛИВА ИЗ БАКОВ И ОЧИСТКА ТОПЛИВНОЙ СИСТЕМЫ ДОЛЖНЫ БЫТЬ ПРОВЕДЕНЫ КВАЛИФИЦИРОВАННЫМ ТЕХНИЧЕСКИМ ПЕРСОНАЛОМ. ВСЕ ПРИЗНАКИ ЗАГРЯЗНЕНИЯ ДОЛЖНЫ БЫТЬ УДАЛЕНЫ ДО СЛЕДУЮЩЕГО ВЫЛЕТА САМОЛЕТА.

4. Количество топлива – ПРОВЕРИТЬ ВИЗУАЛЬНО (необходимый уровень)
5. Крышка заправочного отверстия – НАДЕЖНО ЗАКРЫТЬ и ПРОВЕРИТЬ ВЕНТИЛЯЦИЮ

(Продолжение на след. странице)

ПРЕДПОЛЕТНАЯ ПРОВЕРКА (продолжение)

⑤ НОСОВАЯ ЧАСТЬ

1. Дренажный клапан топливного фильтра (расположен на нижней поверхности фюзеляжа) – СЛИТЬ
Слейте, по меньшей мере, одну чашку топлива (используя чашку для отбора проб) из клапана для проверки на наличие воды, осадка и правильной марки топлива перед каждым полетом и после каждой дозаправки топлива. При обнаружении воды, продолжайте слив отстоя до тех пор, пока в пробах не будет воды, затем аккуратно наклоните крылья и опустите хвост самолета к земле, чтобы оставшиеся примеси переместились к точкам слива отстоя. Повторно слейте отстой из **всех** точек слива топлива, включая топливный резервуар и переключатель баков, до тех пор, пока **все** примеси не будут удалены. Если примеси не удаляются, см. пункт ВНИМАНИЕ ниже и не начинайте полет.

ПРИМЕЧАНИЕ

Соберите все слитое топливо в надежный контейнер. Утилизируйте слитое топливо таким образом, чтобы не нанести вреда окружающей среде.

ВНИМАНИЕ

ЕСЛИ, ПОСЛЕ НЕСКОЛЬКИХ ПОПЫТОК СЛИВА ОТСТОЯ ТОПЛИВА, ПРИЗНАКИ ЗАГРЯЗНЕНИЯ ТОПЛИВА ВСЕ РАВНО ОСТАЮТСЯ, ВЫПОЛНЕНИЕ ПОЛЕТА ЗАПРЕЩАЕТСЯ. СЛИВ ТОПЛИВА ИЗ БАКОВ И ОЧИСТКА ТОПЛИВНОЙ СИСТЕМЫ ДОЛЖНЫ БЫТЬ ПРОВЕДЕНЫ КВАЛИФИЦИРОВАННЫМ ТЕХНИЧЕСКИМ ПЕРСОНАЛОМ. ВСЕ ПРИЗНАКИ ЗАГРЯЗНЕНИЯ ДОЛЖНЫ БЫТЬ УДАЛЕНЫ ДО СЛЕДУЮЩЕГО ВЫЛЕТА САМОЛЕТА.

2. Масляный щуп двигателя/Крышка заправочного отверстия:
 - а) Уровень масла – ПРОВЕРИТЬ
 - б) Масляный щуп/крышка заправочного отверстия – ЗАКРЫТЬ

ПРИМЕЧАНИЕ

Не выполняйте полеты с уровнем масла менее 5 quarts. Для длительного полета заправьте до 8 quarts.

(Продолжение на след. странице)

ПРЕДПОЛЕТНАЯ ПРОВЕРКА (продолжение)

⑤ НОСОВАЯ ЧАСТЬ (продолжение)

3. Воздухозаборники охлаждения двигателя – ПРОВЕРИТЬ (отсутствие засорения)
4. Винт и обтекатель втулки – ПРОВЕРИТЬ (отсутствие трещин и надежность крепления)
5. Воздушный фильтр – ПРОВЕРИТЬ (отсутствие засорения пылью и посторонними частицами)
6. Пневматик и стойка носового шасси – ПРОВЕРИТЬ (правильное давление в стойке и общее состояние пневматика (трещины, глубина протектора, износ и т.д.))
7. Отверстие приемника статического давления (на левой стороне фюзеляжа) – ПРОВЕРИТЬ (убедитесь, что отверстие не засорено)

⑥ ЛЕВОЕ КРЫЛО Передняя кромка

1. Вентиляционное отверстие топливного бака – ПРОВЕРИТЬ (отсутствие засорения)
2. Отверстие системы сигнализации критических углов атаки – ПРОВЕРИТЬ (отсутствие засорения)

ПРИМЕЧАНИЕ

Для проверки системы поместите чистый носовой платок над вентиляционным отверстием и потяните воздух; звук сирены аварийной сигнализации подтвердит работоспособность системы.

3. Посадочные/рулежные фары – ПРОВЕРИТЬ (состояние и чистота плафонов)

(Продолжение на след. странице)

ПРЕДПОЛЕТНАЯ ПРОВЕРКА (продолжение)

⑦ ЛЕВОЕ КРЫЛО

1. Швартовочный трос крыла – ОТСОЕДИНИТЬ
2. Количество топлива – ПРОВЕРИТЬ ВИЗУАЛЬНО (необходимый уровень)
3. Крышка заправочного отверстия – НАДЕЖНО ЗАКРЫТЬ и ПРОВЕРИТЬ ВЕНТИЛЯЦИЮ
4. Дренажные клапаны слива отстоя топлива – СЛИТЬ
Слейте, по меньшей мере, одну чашку топлива (используя чашку для отбора проб) из каждой точки слива для проверки на наличие воды, осадка и правильной марки топлива перед каждым полетом и после каждой дозаправки топлива. При обнаружении воды, продолжайте слив отстоя до тех пор, пока в пробах не будет воды, затем аккуратно наклоните крылья и опустите хвост самолета к земле, чтобы оставшиеся примеси переместились к точкам слива отстоя. Повторно слейте отстой из **всех** точек слива топлива до тех пор, пока **все** примеси не будут удалены. Если примеси не удаляются, см. пункт ВНИМАНИЕ ниже и не начинайте полет.

ПРИМЕЧАНИЕ

Соберите все слитое топливо в надежный контейнер. Утилизируйте слитое топливо таким образом, чтобы не нанести вреда окружающей среде.

ВНИМАНИЕ

ЕСЛИ, ПОСЛЕ НЕСКОЛЬКИХ ПОПЫТОК СЛИВА ОТСТОЯ ТОПЛИВА, ПРИЗНАКИ ЗАГРЯЗНЕНИЯ ТОПЛИВА ВСЕ РАВНО ОСТАЮТСЯ, ВЫПОЛНЕНИЕ ПОЛЕТА ЗАПРЕЩАЕТСЯ. СЛИВ ТОПЛИВА ИЗ БАКОВ И ОЧИСТКА ТОПЛИВНОЙ СИСТЕМЫ ДОЛЖНЫ БЫТЬ ПРОВЕДЕНЫ КВАЛИФИЦИРОВАННЫМ ТЕХНИЧЕСКИМ ПЕРСОНАЛОМ. ВСЕ ПРИЗНАКИ ЗАГРЯЗНЕНИЯ ДОЛЖНЫ БЫТЬ УДАЛЕНЫ ДО СЛЕДУЮЩЕГО ВЫЛЕТА САМОЛЕТА.

5. Пневматик основного колеса – ПРОВЕРИТЬ (правильное давление и общее состояние (трещины, глубина протектора, износ и т.д.))

⑧ ЛЕВОЕ КРЫЛО Задняя кромка

1. Элерон – ПРОВЕРИТЬ (свободное перемещение и надежность крепления)
2. Закрылок – ПРОВЕРИТЬ (надежность крепления и состояние)

ПЕРЕД ЗАПУСКОМ ДВИГАТЕЛЯ

1. Предполетная проверка – ВЫПОЛНИТЬ
2. Инструктаж пассажиров – ПРОВЕСТИ
3. Кресла и ремни безопасности – ОТРЕГУЛИРОВАТЬ и ЗАСТЕГНУТЬ (убедитесь в блокировке инерционной катушки)
4. Тормоза – ПРОВЕРИТЬ и УСТАНОВИТЬ
5. Автоматы защиты сети – ПРОВЕРИТЬ ВКЛЮЧЕНИЕ
6. Электрическое оборудование – ОТКЛЮЧИТЬ
7. Переключатель авионики AVIONICS (BUS 1 и BUS 2 (шина 1 и шина 2)) – OFF (выкл.)

ВНИМАНИЕ

ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЬ AVIONICS (BUS 1 и BUS 2) ДОЛЖЕН БЫТЬ ВЫКЛЮЧЕН ПРИ ЗАПУСКЕ ДВИГАТЕЛЯ, ЧТОБЫ ПРЕДОТВРАТИТЬ ВОЗМОЖНОЕ ПОВРЕЖДЕНИЕ АВИАЦИОННОЙ ЭЛЕКТРОНИКИ.

8. Переключатель топливных баков FUEL SELECTOR – BOTH (оба)
9. Топливный кран FUEL SHUTOFF – ON (вкл.) (от себя до упора)

ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЯ (от аккумуляторной батареи)

1. Управление газом – ОТКРЫТЬ НА 1/4 INCH
2. Управление составом смеси – ПРЕКРАЩЕНИЕ ПОДАЧИ (на себя до упора)
3. Выключатель резервной аккумуляторной батареи STBY BATT:
 - а) положение TEST (проверка) – (удерживайте в течение 20 секунд, убедитесь, что зеленая лампа TEST не выключается)
 - б) положение ARM (состояние готовности) – (убедитесь, что основной пилотажный дисплей включается)
4. Система индикации параметров двигателя – ПРОВЕРИТЬ ПАРАМЕТРЫ (убедитесь в отсутствии красных символов X на индикаторах страницы ENGINE (двигатель))
5. Вольтметр основной шины BUS E Volts – ПРОВЕРИТЬ (убедитесь в наличии показаний 24 VOLTS или более)
6. Вольтметр главной шины M BUS Volts – ПРОВЕРИТЬ (убедитесь в наличии показаний 1,5 VOLTS или менее)
7. Амперметр резервной батареи BATT S Amps – ПРОВЕРИТЬ (убедитесь в наличии тока разряда (отрицательного))
8. Сигнализатор резервной батареи STBY BATT – ПРОВЕРИТЬ (убедитесь, что символ сигнализатора горит на экране)
9. Зона винта – ЧИСТО (убедитесь, что все люди и оборудование находятся на безопасном расстоянии от винта)
10. Основной переключатель MASTER (ALT и BAT) (генератор и аккумулятор) – ON (вкл.)
11. Выключатель проблескового маяка BEACON – ON (вкл.)

ПРИМЕЧАНИЕ

Если двигатель разогрет, пропустите шаги 12-14.

12. Выключатель топливного насоса FUEL PUMP – ON (вкл.)
13. Управление составом смеси – УСТАНОВИТЬ в положение FULL RICH (наиболее обогащенная рабочая смесь) (от себя до упора) до индикации стабильного расхода топлива (приблизительно через 3-5 секунд), затем установить в положение IDLE CUTOFF (прекращение подачи) (на себя до упора).
14. Выключатель топливного насоса FUEL PUMP – OFF (выкл.)
15. Переключатель магнето MAGNETOS – START (запуск) (отпустите после запуска двигателя)
16. Управление составом смеси – ПЛАВНО ПЕРЕВЕСТИ В ПОЛОЖЕНИЕ ОБОГАЩЕННОГО СОСТАВА (после запуска двигателя)

ПРИМЕЧАНИЕ

Если двигатель переобогащен топливом (залит), переведите рычаг управления составом смеси в положение IDLE CUTOFF (прекращение подачи), откройте дроссель на 1/2 от максимума и включите стартер (START). После запуска двигателя переведите рычаг управления составом смеси в положение FULL RICH (наиболее обогащенная рабочая смесь) и быстро переведите рычаг управления газом на холостой ход.

(Продолжение на след. странице)

ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЯ (от аккумуляторной батареи) (продолжение)

17. Давление масла – ПРОВЕРИТЬ (убедитесь, что показания давления масла увеличиваются до диапазона ЗЕЛеной ЗОНЫ в течение 30–60 секунд)
18. Амперметр главной и резервной батареи AMPS (M BATT и BATT S) – ПРОВЕРИТЬ (убедиться в наличии тока заряда (положительного))
19. Сигнализатор низкого напряжения LOW VOLTS – ПРОВЕРИТЬ (убедитесь, что предупреждение сигнализатора отсутствует на экране)
20. Выключатель навигационных огней NAV – ВКЛЮЧИТЬ по необходимости
21. Выключатель авионики AVIONICS (BUS 1 и BUS 2 (шина 1 и шина 2)) – ON (вкл.)

ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЯ (от внешнего источника)

1. Управление газом – ОТКРЫТЬ НА 1/4 INCH
2. Управление составом смеси – ПРЕКРАЩЕНИЕ ПОДАЧИ (на себя до упора)
3. Выключатель резервной батареи STBY BATT:
 - а) положение TEST (проверка) – (удерживайте в течение 20 секунд, убедитесь, что зеленая лампа TEST не выключается)
 - б) положение ARM (состояние готовности) – (убедитесь, что основной пилотажный дисплей включается)
4. Система индикации работы двигателя – ПРОВЕРИТЬ ПАРАМЕТРЫ (убедитесь в отсутствии красных символов X на индикаторах страницы ENGINE (двигатель))
5. Вольтметр основной шины BUS E Volts – ПРОВЕРИТЬ (убедитесь в наличии показаний 24 VOLTS или более)
6. Вольтметр главной шины M BUS Volts – ПРОВЕРИТЬ (убедитесь в наличии показаний 1,5 VOLTS или менее)
7. Амперметр резервной батареи BATT S Amps – ПРОВЕРИТЬ (убедитесь в наличии тока разряда (отрицательного))
8. Сигнализатор резервной батареи STBY BATT – ПРОВЕРИТЬ (убедитесь, что символ сигнализатора горит на экране)
9. Выключатель авионики AVIONICS (BUS 1 и BUS 2 (шина 1 и шина 2)) – OFF (выкл.)
10. Основной переключатель MASTER (ALT и BAT) (генератор и аккумулятор) – OFF (выкл.)
11. Зона винта – ЧИСТО (убедитесь, что все люди и оборудование находятся на безопасном расстоянии от винта)
12. Внешний источник питания – ПОДКЛЮЧИТЬ (к розетке аэродромного питания)
13. Основной переключатель MASTER (ALT и BAT) (генератор и аккумулятор) – ON (вкл.)
14. Выключатель проблескового маяка BEACON – ON (вкл.)
15. Вольтметр главной шины M BUS VOLTS – ПРОВЕРИТЬ (убедитесь в наличии показаний около 28 VOLTS)

ПРИМЕЧАНИЕ

Если двигатель разогрет, пропустите шаги 16-18.

16. Выключатель топливного насоса FUEL PUMP – ON (вкл.)
(Продолжение на след. странице)

ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЯ (от внешнего источника) (продолжение)

17. Управление составом смеси – **УСТАНОВИТЬ** в положение **FULL RICH** (наиболее обогащенная рабочая смесь) (от себя до упора) до индикации стабильного расхода топлива (приблизительно через 3–5 секунд), затем установить в положение **IDLE CUTOFF** (прекращение подачи) (на себя до упора).
18. Выключатель топливного насоса **FUEL PUMP** – **OFF** (выкл.)
19. Переключатель магнето **MAGNETOS** – **START** (запуск) (отпустите после запуска двигателя)
20. Управление составом смеси – **ПЛАВНО ПЕРЕВЕСТИ В ПОЛОЖЕНИЕ ОБОГАЩЕННОГО СОСТАВА** (после запуска двигателя)

ПРИМЕЧАНИЕ

Если двигатель переобогащен топливом (залит), переведите рычаг управления составом смеси в положение **IDLE CUTOFF** (прекращение подачи), откройте дроссель на 1/2 от максимума и включите стартер (**START**). После запуска двигателя переведите рычаг управления составом смеси в положение **FULL RICH** (наиболее обогащенная рабочая смесь) и быстро переведите рычаг управления газом на холостой ход.

21. Давление масла – **ПРОВЕРИТЬ** (убедитесь, что показания давления масла увеличиваются до диапазона **ЗЕЛеной ЗОНЫ** в течение 30–60 секунд)
22. Мощность – **СНИЗИТЬ ДО ХОЛОСТОГО ХОДА**
23. Внешний источник питания – **ОТСОЕДИНИТЬ** (закройте лючок розетки аэродромного источника)
24. Мощность – **УВЕЛИЧИТЬ** (приблизительно до 1500 RPM на несколько минут для заряда аккумуляторной батареи)
25. Амперметр главной и резервной батарей **AMPS** (**M BATT** и **BATT S**) – **ПРОВЕРИТЬ** (убедиться в наличии тока заряда (положительного))
26. Сигнализатор низкого напряжения **LOW VOLTS** – **ПРОВЕРИТЬ** (убедиться, что предупреждение сигнализатора отсутствует на экране)
27. Внутренний источник питания – **ПРОВЕРИТЬ**
 - а) Основной переключатель **MASTER (ALT)** (генератор) – **OFF** (выкл.)
 - б) Выключатели посадочных и рулевых фар **LAND** и **TAXI** – **ON** (вкл.)
 - в) Управление газом – **СНИЗИТЬ ДО ХОЛОСТОГО ХОДА**
 - г) Основной переключатель **MASTER (ALT и BAT)** (генератор и аккумулятор) – **ON** (вкл.)
 - д) Управление газом – **УВЕЛИЧИТЬ** (приблизительно до 1500 RPM)
 - е) Амперметр главной аккумуляторной батареи **M BATT** – **ПРОВЕРИТЬ** (убедиться в наличии тока заряда, положительного)
 - ж) Сигнализатор низкого напряжения **LOW VOLTS** – **ПРОВЕРИТЬ** (убедиться, что предупреждение сигнализатора отсутствует на экране)

(Продолжение на след. странице)

ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЯ (от внешнего источника) (продолжение)

ВНИМАНИЕ

ЕСЛИ АМПЕРМЕТР ГЛАВНОЙ АККУМУЛЯТОРНОЙ БАТАРЕИ М ВАТТ НЕ ПОКАЗЫВАЕТ ПОЛОЖИТЕЛЬНЫЙ ТОК ЗАРЯДА (+ AMPS), ИЛИ СИГНАЛИЗАТОР НИЗКОГО НАПРЯЖЕНИЯ НЕ ОТКЛЮЧАЕТСЯ, СНИМИТЕ АККУМУЛЯТОРНУЮ БАТАРЕЮ С САМОЛЕТА И ПРОВЕДИТЕ ЕЕ РЕМОНТ ИЛИ ЗАМЕНУ ДО ПОЛЕТА.

28. Выключатель навигационных огней NAV – ON (вкл.) по необходимости
29. Выключатель авионики AVIONICS (BUS 1 и BUS 2 (шина 1 и шина 2)) – ON (вкл.)

ПЕРЕД ВЗЛЕТОМ

1. Стояночный тормоз – УСТАНОВИТЬ
2. Спинки кресел пилотов и пассажиров – МАКСИМАЛЬНО ВЕРТИКАЛЬНОЕ ПОЛОЖЕНИЕ
3. Кресла и ремни безопасности – ПРОВЕРИТЬ КРЕПЛЕНИЕ
4. Двери кабины – ЗАКРЫТЬ И ЗАБЛОКИРОВАТЬ
5. Органы управления полетом – ПЕРЕМЕЩАЮТСЯ СВОБОДНО и ПРАВИЛЬНО
6. Пилотажные приборы (PFD) – ПРОВЕРИТЬ (отсутствие красных символов X)
7. Высотомеры:
 - а) PFD (BARO) – УСТАНОВИТЬ
 - б) Резервный высотомер – УСТАНОВИТЬ
8. Задатчик высоты ALT SEL – УСТАНОВИТЬ
9. Резервные пилотажные приборы – ПРОВЕРИТЬ
10. Количество топлива – ПРОВЕРИТЬ (убедитесь в наличии необходимого запаса топлива)

ПРИМЕЧАНИЕ

Не рекомендуется выполнять полет, когда оба индикатора количества топлива находятся в желтом диапазоне.

11. Управление составом смеси – RICH (обогащенная смесь)
12. Переключатель топливных баков FUEL SELECTOR – УСТАНОВИТЬ BOTH (оба)
13. Автопилот – ВКЛЮЧИТЬ (при наличии) (нажмите кнопку AP на панели основного пилотажного или многофункционального дисплея)
14. Органы управления полетом – ПРОВЕРИТЬ (убедитесь в возможности пересилить автопилот по каналам крена и тангажа)

(Продолжение на след. странице)

ПЕРЕД ВЗЛЕТОМ (продолжение)

15. Кнопка отключения триммирования автопилота A/P TRIM DISC – НАЖАТЬ (при наличии)
(убедитесь, что автопилот отключается и слышно звуковое предупреждение)
16. Пилотажный командный прибор – OFF (выкл.) (при наличии)
(нажмите кнопку FD на панели основного пилотажного или многофункционального дисплея)
17. Управление триммированием руля высоты – УСТАНОВИТЬ В ПОЛОЖЕНИЕ ДЛЯ ВЗЛЕТА
18. Управление газом – 1800 RPM
 - а) Переключатель магнето MAGNETOS – ПРОВЕРИТЬ
(уменьшение количества оборотов в минуту не должно превышать 150 RPM на любом из магнето и разницы 50 RPM между магнето)
 - б) Указатель вакуума (VAC) – ПРОВЕРИТЬ
 - в) Индикаторы двигателя – ПРОВЕРИТЬ
 - г) Амперметры и вольтметры – ПРОВЕРИТЬ
19. Сигнализаторы – ПРОВЕРИТЬ (убедитесь в отсутствии предупреждений сигнализаторов)
20. Управление газом – ПРОВЕРИТЬ РЕЖИМ ХОЛОСТОГО ХОДА
21. Управление газом – 1000 RPM или МЕНЕЕ
22. Фрикционный стопор рычага управления газом – ОТРЕГУЛИРОВАТЬ
23. Частота радиостанции COM – УСТАНОВИТЬ
24. Частота навигационного оборудования NAV – УСТАНОВИТЬ
25. План полета FMS / GPS – ПО НЕОБХОДИМОСТИ

ПРИМЕЧАНИЕ

Проверьте наличие сигнала GPS на странице AUX-GPS STATUS. Не предусмотрена сигнализация отсутствия сигнала GPS2.

26. УВД ответчик XPDR – УСТАНОВИТЬ

(Продолжение на след. странице)

ПЕРЕД ВЗЛЕТОМ (продолжение)

27. Сенсорная клавиша CDI – ВЫБРАТЬ НАВИГАЦИОННЫЙ ИСТОЧНИК NAV

ВНИМАНИЕ

ИНДИКАТОР ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ПОЛОЖЕНИЯ HSI G1000 ПОКАЗЫВАЕТ ОТКЛОНЕНИЕ ОТ КУРСА ДЛЯ ВЫБРАННОГО НАВИГАЦИОННОГО ИСТОЧНИКА GPS, NAV1 ИЛИ NAV2. ИНДИКАТОР ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ПОЛОЖЕНИЯ HSI G1000 НЕ ОБЕСПЕЧИВАЕТ ПРЕДУПРЕДИТЕЛЬНУЮ СИГНАЛИЗАЦИЮ, КОГДА ПРАВИЛЬНЫЙ НАВИГАЦИОННЫЙ СИГНАЛ НЕ ПОДАЕТСЯ НА ИНДИКАТОР. ЕСЛИ ПРАВИЛЬНЫЙ НАВИГАЦИОННЫЙ СИГНАЛ НЕ ПОДАЕТСЯ, ИНДИКАТОРНАЯ ПОЛОСА ОТКЛОНЕНИЯ ОТ КУРСА (D-BAR) НЕ ОТОБРАЖАЕТСЯ НА ШКАЛЕ КУРСА ИНДИКАТОРА ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ПОЛОЖЕНИЯ. ОТСУТСТВИЕ ПОЛОСЫ ОТКЛОНЕНИЯ ОТ КУРСА СЧИТАЕТСЯ ПРЕДУПРЕДИТЕЛЬНЫМ СИГНАЛОМ.

ВНИМАНИЕ

ЕСЛИ АВТОПИЛОТ ВКЛЮЧЕН В РЕЖИМ NAV, APR ИЛИ ВС, ПРИ РУЧНОМ ПЕРЕКЛЮЧЕНИИ НАВИГАЦИОННОГО ИСТОЧНИКА HIS С ПОМОЩЬЮ СЕНСОРНОЙ КЛАВИШИ CDI, ПЕРЕКЛЮЧЕНИЕ ПРЕРВЕТ НАВИГАЦИОННЫЙ СИГНАЛ НА АВТОПИЛОТ И ПРИВЕДЕТ К ПЕРЕКЛЮЧЕНИЮ АВТОПИЛОТА В РЕЖИМ ROL. ЗВУКОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ НЕ ПРЕДУСМОТРЕНА. В РЕЖИМЕ ROL АВТОПИЛОТ БУДЕТ ОБЕСПЕЧИВАТЬ ТОЛЬКО ОТСУТСТВИЕ КРЕНА САМОЛЕТА И НЕ БУДЕТ КОРРЕКТИРОВАТЬ НАПРАВЛЕНИЕ ИЛИ КУРС САМОЛЕТА. УСТАНОВИТЕ ПРАВИЛЬНОЕ ЗНАЧЕНИЕ КУРСА НА ЗАДАТЧИКЕ HDG BUG И ВЫБЕРИТЕ ПРАВИЛЬНЫЙ НАВИГАЦИОННЫЙ ИСТОЧНИК НА ИНДИКАТОРЕ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ПОЛОЖЕНИЯ HIS С ПОМОЩЬЮ СЕНСОРНОЙ КЛАВИШИ CDI ПЕРЕД ВКЛЮЧЕНИЕМ АВТОПИЛОТА В ЛЮБОЙ ДРУГОЙ РАБОЧИЙ РЕЖИМ.

28. Выключатель электропитания 12 В в кабине CABIN PWR 12V – OFF (выкл.)
29. Закрылки – UP – 10° (убраны – 10°) (рекомендуется 10°)
30. Окна в кабине – ЗАКРЫТЫ и ЗАБЛОКИРОВАННЫ
31. Выключатель стробоскопических огней STROBE – ON (вкл.)
32. Тормоза – ОТПУСТИТЬ

ВЗЛЕТ

НОРМАЛЬНЫЙ ВЗЛЕТ

1. Закрылки – UP – 10° (убраны – 10°) (рекомендуется 10°)
2. Управление газом – FULL (от себя до упора)
3. Управление составом смеси – RICH (обогащенная смесь) (на барометрической высоте более 3000 feet, провести обеднение для обеспечения максимального количества оборотов (RPM))
4. Руль высоты – ПОДНЯТЬ ПЕРЕДНЕЕ КОЛЕСО НА СКОРОСТИ 55 KIAS
5. Скорость набора высоты – 70 – 80 KIAS
6. Закрылки – УБРАТЬ (на безопасной высоте)

ВЗЛЕТ С КОРОТКОЙ ПЛОЩАДКИ

1. Закрылки – 10°
2. Тормоза – ПРИМЕНИТЬ
3. Управление газом – FULL (полный газ) (от себя до упора)
4. Управление составом смеси – RICH (обогащенная смесь) (на барометрической высоте более 3000 feet, провести обеднение для обеспечения максимального количества оборотов (RPM))
5. Тормоза – ОТПУСТИТЬ
6. Руль высоты – НЕМНОГО ОПУСТИТЬ ХВОСТ
7. Скорость набора высоты – 56 KIAS (пока все препятствия не останутся на безопасном расстоянии)
8. Закрылки – МЕДЛЕННО УБРАТЬ (когда воздушная скорость будет более 60 KIAS)

НАБОР ВЫСОТЫ

1. Воздушная скорость – 70 – 85 KIAS
2. Управление газом – FULL (полный газ) (от себя до упора)
3. Управление составом смеси – RICH (обогащенная смесь) (на барометрической высоте более 3000 feet, провести обеднение для обеспечения максимального количества оборотов (RPM))

ПРИМЕЧАНИЕ

См. раздел 5, рис. 5-6, «Максимальная скороподъемность при массе 2550 Pounds», для получения информации об оптимальной скороподъемности.

КРЕЙСЕРСКИЙ ПОЛЕТ

1. Режим работы двигателя – 2100 – 2700 RPM (рекомендуется использовать не более 75% мощности)
2. Управление триммированием руля высоты – ОТРЕГУЛИРОВАТЬ
3. Управление составом смеси – LEAN (обедненная смесь) (для желаемых летных характеристик или экономии топлива)
4. Система управления полетом FMS/GPS – ПРОАНАЛИЗИРОВАТЬ (сенсорная клавиша OBS/SUSP для выдерживания схемы полета (ППП))

СНИЖЕНИЕ

1. Режим работы двигателя – ПО НЕОБХОДИМОСТИ
2. Рабочая смесь – ОТРЕГУЛИРОВАТЬ (при необходимости обеспечения плавной работы двигателя)
3. Высотомеры:
 - a. PFD (BARO) – УСТАНОВИТЬ
 - б. Резервный высотомер – УСТАНОВИТЬ
4. Задатчик высоты ALT SEL – УСТАНОВИТЬ
5. Сенсорная клавиша CDI – ВЫБРАТЬ NAV. ИСТОЧНИК NAV
6. Система управления полетом FMS/GPS – ПРОАНАЛИЗИРОВАТЬ (сенсорная клавиша OBS/SUSP для выдерживания схемы полета (ППП))

ВНИМАНИЕ

ИНДИКАТОР ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ПОЛОЖЕНИЯ HSI G1000 ПОКАЗЫВАЕТ ОТКЛОНЕНИЕ ОТ КУРСА ДЛЯ ВЫБРАННОГО НАВИГАЦИОННОГО ИСТОЧНИКА GPS, NAV1 ИЛИ NAV2. ИНДИКАТОР ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ПОЛОЖЕНИЯ HSI G1000 НЕ ОБЕСПЕЧИВАЕТ ПРЕДУПРЕДИТЕЛЬНУЮ СИГНАЛИЗАЦИЮ, КОГДА ПРАВИЛЬНЫЙ НАВИГАЦИОННЫЙ СИГНАЛ НЕ ПОДАЕТСЯ НА ИНДИКАТОР. ЕСЛИ ПРАВИЛЬНЫЙ НАВИГАЦИОННЫЙ СИГНАЛ НЕ ПОДАЕТСЯ, ИНДИКАТОРНАЯ ПОЛОСА ОТКЛОНЕНИЯ ОТ КУРСА (D-BAR) НЕ ОТОБРАЖАЕТСЯ НА ШКАЛЕ КУРСА ИНДИКАТОРА ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ПОЛОЖЕНИЯ. ОТСУТСТВИЕ ПОЛОСЫ ОТКЛОНЕНИЯ ОТ КУРСА СЧИТАЕТСЯ ПРЕДУПРЕДИТЕЛЬНЫМ СИГНАЛОМ.

ВНИМАНИЕ

ЕСЛИ АВТОПИЛОТ ВКЛЮЧЕН В РЕЖИМ NAV, APR ИЛИ ВС, ПРИ РУЧНОМ ПЕРЕКЛЮЧЕНИИ НАВИГАЦИОННОГО ИСТОЧНИКА HSI С ПОМОЩЬЮ СЕНСОРНОЙ КЛАВИШИ CDI, ПЕРЕКЛЮЧЕНИЕ ПЕРЕРВЕТ НАВИГАЦИОННЫЙ СИГНАЛ НА АВТОПИЛОТ И ПРИВЕДЕТ К ПЕРЕКЛЮЧЕНИЮ АВТОПИЛОТА В РЕЖИМ ROL. ЗВУКОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ НЕ ПРЕДУСМОТРЕНА. В РЕЖИМЕ ROL АВТОПИЛОТ БУДЕТ ОБЕСПЕЧИВАТЬ ТОЛЬКО ОТСУТСТВИЕ КРЕНА САМОЛЕТА И НЕ БУДЕТ КОРРЕКТИРОВАТЬ НАПРАВЛЕНИЕ ИЛИ КУРС САМОЛЕТА. УСТАНОВИТЕ ПРАВИЛЬНОЕ ЗНАЧЕНИЕ КУРСА НА ЗАДАТЧИКЕ HDG BUG И ВЫБЕРИТЕ ПРАВИЛЬНЫЙ НАВИГАЦИОННЫЙ ИСТОЧНИК НА ИНДИКАТОРЕ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ПОЛОЖЕНИЯ HSI С ПОМОЩЬЮ СЕНСОРНОЙ КЛАВИШИ CDI ПЕРЕД ВКЛЮЧЕНИЕМ АВТОПИЛОТА В ЛЮБОЙ ДРУГОЙ РАБОЧИЙ РЕЖИМ.

7. Переключатель топливных баков FUEL SELECTOR – BOTH (оба)
8. Закрылки – ПО НЕОБХОДИМОСТИ
(УБРАНЫ – 10° при скорости ниже 110 KIAS)
(10° – ПОЛНОСТЬЮ ВЫПУЩЕНЫ при скорости ниже 85 KIAS)

ПЕРЕД ПОСАДКОЙ

1. Спинки кресел пилотов и пассажиров – МАКСИМАЛЬНО ВЕРТИКАЛЬНОЕ ПОЛОЖЕНИЕ
2. Кресла и ремни безопасности – ЗАКРЕПЛЕНЫ И ЗАБЛОКИРОВАНЫ
3. Переключатель топливных баков FUEL SELECTOR – BOTH (оба)
4. Управление составом смеси – RICH (обогащенная смесь)
5. Выключатели посадочных и рулевых фар LAND и TAXI – ON (вкл.)
6. Автопилот – ОТКЛЮЧИТЬ (при наличии)
7. Выключатель электропитания 12 В в кабине CABIN PWR 12V – OFF (выкл.)

ПОСАДКА

НОРМАЛЬНАЯ ПОСАДКА

1. Воздушная скорость – 65 – 75 KIAS (закрылки убраны)
2. Закрылки – ПО НЕОБХОДИМОСТИ (УБРАНЫ – 10° при скорости ниже 110 KIAS)
(10° – ПОЛНОСТЬЮ ВЫПУЩЕНЫ при скорости ниже 85 KIAS)
3. Воздушная скорость – 60 – 70 KIAS (закрылки полностью выпущены)
4. Управление триммированием руля высоты – ОТРЕГУЛИРОВАТЬ
5. Приземление – СНАЧАЛА ОСНОВНЫМИ КОЛЕСАМИ
6. Пробег – ПЛАВНО ОПУСТИТЬ ПЕРЕДНЕЕ КОЛЕСО
7. Торможение – МИНИМАЛЬНО НЕОБХОДИМОЕ

ПОСАДКА НА КОРОТКУЮ ПЛОЩАДКУ

1. Воздушная скорость – 65 – 75 KIAS (закрылки убраны)
2. Закрылки – FULL (полностью выпущены)
3. Воздушная скорость – 61 KIAS (до выравнивания)
4. Управление триммированием руля высоты – ОТРЕГУЛИРОВАТЬ
5. Мощность – СНИЗИТЬ ДО ХОЛОСТОГО ХОДА (после того, как препятствия останутся на безопасном расстоянии)
6. Приземление – СНАЧАЛА ОСНОВНЫМИ КОЛЕСАМИ
7. Тормоза – МАКСИМАЛЬНО ПРИМЕНИТЬ
8. Закрылки – UP (убраны)

(Продолжение на след. странице)

ПОСАДКА (продолжение)

УХОД НА ВТОРОЙ КРУГ

1. Управление газом – FULL (полный газ) (от себя до упора)
2. Закрылки – УБРАТЬ до 20°
3. Скорость набора высоты – 60 KIAS
4. Закрылки – 10° (после того, как препятствия останутся на безопасном расстоянии), затем UP (убрать) (после набора безопасной высоты и скорости 65 KIAS)

ПОСЛЕ ПОСАДКИ

1. Закрылки – UP (убраны)

ОБЕСПЕЧЕНИЕ БЕЗОПАСНОСТИ САМОЛЕТА

1. Стояночный тормоз – УСТАНОВИТЬ
2. Управление газом – ХОЛОСТОЙ ХОД (на себя до упора)
3. Электрическое оборудование – ОТКЛЮЧИТЬ
4. Выключатель авионики AVIONICS (BUS 1 и BUS 2 (шина 1 и шина 2)) – OFF (выкл.)
5. Управление составом смеси – ПРЕКРАЩЕНИЕ ПОДАЧИ (на себя до упора)
6. Переключатель магнето MAGNETOS – OFF (выкл.)
7. Основной переключатель MASTER (ALT и BAT) (генератор и аккумулятор) – OFF (выкл.)
8. Выключатель резервной батареи STBY BATT – OFF (выкл.)
9. Механизм стопорения рулей – УСТАНОВИТЬ
10. Переключатель топливных баков FUEL SELECTOR – LEFT (левый) или RIGHT (правый) (для предотвращения перелива топлива между баками)

ДОПОЛНИТЕЛЬНЫЕ ИНСТРУКЦИИ ПО СТАНДАРТНЫМ ПРОЦЕДУРАМ

ПРЕДПОЛЕТНАЯ ПРОВЕРКА

Предполетная проверка, описанная на рис. 4-1 и на приведенном рядом перечне действий, должна проводиться перед каждым полетом. Если самолет находился на длительном хранении, недавно проходил периодическое техническое обслуживание или эксплуатировался на неровной взлетно-посадочной полосе, требуется провести расширенный внешний осмотр.

Перед каждым полетом проверяйте состояние пневматиков основных и передних посадочных шасси. Поддерживайте в пневматиках давление согласно разделу 8, «Наземное и техническое обслуживание». Проверьте боковые стенки пневматиков на наличие плоских трещин, называемых погодными трещинами. Подобные трещины являются признаком старения пневматика, вызванного сроком службы, неправильным хранением или длительным воздействием неблагоприятных погодных условий. Проверьте протектор пневматика на глубину рисунка, износ и наличие порезов. Замените пневматик, если видны волокна.

После периодического технического обслуживания необходимо провести двойную проверку органов управления полетом и триммеров на свободное и правильное перемещение и надежность крепления. После периодического обслуживания должна проверяться надежность закрытия всех смотровых панелей и лючков. Если самолет был обработан парафином или отполирован, проверьте внешнее отверстие приемника статического давления на отсутствие закупоривания.

Если самолет хранился в тесном ангаре, необходимо провести проверку на наличие вмятин и царапин на крыльях, фюзеляже и хвостовых поверхностях, а также повреждений навигационной системы, стробоскопических огней и антенн авиационной электроники. Проверьте отсутствие повреждений системы рулевого управления передним колесом в результате превышения предельных углов поворота переднего колеса во время буксировки.

(Продолжение на след. странице)

ПРЕДПОЛЕТНАЯ ПРОВЕРКА (продолжение)

Хранение самолета вне ангара в течение длительного срока может привести к накоплению пыли и грязи на фильтре воздухозаборника, засорению в линиях системы воздушной скорости, появлению воды в топливных баках и гнезд насекомых/птиц/грызунов в открытых отверстиях. При обнаружении воды в топливной системе необходимо еще раз тщательно слить отстой из дренажных клапанов топливного бака, расходного отсека топливного бака и топливного фильтра. Затем, необходимо аккуратно наклонить крылья и опустить хвост к земле, чтобы оставшиеся примеси переместились к точкам слива топлива. Повторите несколько раз слив отстоя со **всех** точек слива до удаления **всех** примесей. Если, после нескольких попыток слива отстоя, признаки загрязнения топлива все равно остаются, проведите полный слив топлива из баков и очистку топливной системы.

Если самолет хранился вне ангара на обдуваемой ветром местности или был пришвартован рядом с местами выруливания самолетов, необходимо уделить особое внимание стопорам, шарнирам и узлам навески рулей, чтобы обнаружить наличие потенциальных повреждений от ветра.

Если самолет эксплуатировался на грязной взлетной полосе или в условиях снега или слякоти, проверьте колесные обтекатели основного и переднего шасси на предмет отсутствия посторонних предметов и загрязнений. Если проводился взлет самолета с гравийных и гравежных покрытий, необходимо уделить дополнительное внимание законцовке винта и абразивному износу на передних кромках горизонтального хвостового оперения. Повреждение винта от попадания камней может значительно сократить срок службы лопастей.

Шасси самолетов, эксплуатирующиеся на неровных взлетно-посадочных полосах, особенно на больших высотах, подвержено повышенным нагрузкам. Выполняйте частую проверку всех элементов шасси, амортизатора, пневматиков и тормозов. При недостаточном выступании амортизатора конструкция самолета будет подвергаться чрезмерным нагрузкам при посадке и рулении.

Чтобы предотвратить утечку топлива во время полета, убедитесь, что крышки заправочных отверстий топливного бака плотно закрыты после любой заправки или проверки топливной системы. Вентиляционные отверстия топливной системы необходимо также проверять на отсутствие посторонних предметов, льда или воды, особенно после нахождения самолета вне ангара в холодную, мокрую погоду.

ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЯ

В холодную погоду температура в моторном отсеке быстро падает после выключения двигателя, и топливные магистрали форсунок инжектора остаются практически полностью заполненными топливом.

В теплую погоду температура в моторном отсеке может быстро возрасти после выключения двигателя, и топливо в топливных магистралях будет испаряться и уходить во впускной коллектор. Порядок действий по запуску двигателя в жаркую погоду зависит, во многом, от того, как скоро будет предпринята следующая попытка запуска двигателя. В течение первых 20-30 минут после выключения двигателя топливный коллектор достаточно заполнен топливом, и пустые топливные магистрали форсунок инжектора успеют заполниться топливом, не дав двигателю выключиться. Однако, по истечении приблизительно 30 минут, испаряющееся топливо в коллекторе практически исчезнет, и может потребоваться дополнительная подкачка топлива для повторного заполнения магистралей форсунок и поддержания работы двигателя после первоначального запуска. Запуск горячего двигателя облегчается быстрым перемещением рычага регулирования состава смеси от себя на 1/3 открытого положения в момент запуска двигателя и затем плавно до положения наиболее обогащенной рабочей смеси по мере увеличения оборотов.

Если двигатель прекращает работать, временно переместите выключатель топливного насоса FUEL PUMP в положение ON (вкл.) и отрегулируйте газ и/или состав смеси для поддержания работы двигателя. В случае переполнения или перелива топлива, установите переключатель FUEL PUMP в положение OFF (выкл.), откройте дроссель от 1/2 до полностью открытого положения и продолжайте прокрутку двигателя при положении рычага регулирования состава смеси IDLE CUTOFF (прекращение подачи) (на себя до упора). При воспламенении топлива в двигателе плавно переведите рычаг регулирования состава смеси от себя до положения наиболее обогащенной рабочей смеси, а рычаг управления газом – в положение для обеспечения желаемых оборотов холостого хода.

При недостаточном заполнении двигателя топливом (наиболее вероятно в холодную погоду при холодном двигателе), он не будет запускаться совсем, и потребуются дополнительная подкачка топлива.

После запуска двигателя, если индикатор давления масла не начинает показывать давление через 30 секунд при теплой температуре и приблизительно через одну минуту при очень низкой температуре, остановите двигатель и установите причину перед продолжением эксплуатации. Недостаточное давление масла может привести к серьезным повреждениям двигателя.

ПРИМЕЧАНИЕ

Дополнительную информацию по запуску и эксплуатации двигателя в холодную погоду можно найти в главе данного раздела «ЭКСПЛУАТАЦИЯ В ХОЛОДНУЮ ПОГОДУ».

(Продолжение на след. странице)

ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЯ (продолжение)

РЕКОМЕНДОВАННЫЙ РАБОЧИЙ ЦИКЛ СТАРТЕРА

Разрешается работа стартера двигателя в течение 10 секунд, затем его охлаждение в течение 20 секунд. Этот цикл можно повторить еще два раза, после чего провести охлаждение в течение десяти минут перед продолжением прокрутки двигателя. После охлаждения, снова включите пусковой двигатель, на три цикла по 10 секунд с последующим охлаждением в течение 20 секунд. Если двигатель по-прежнему не запускается, попытайтесь установить причину.

ОБЕДНЕНИЕ РАБОЧЕЙ СМЕСИ ДЛЯ РАБОТЫ НА ЗЕМЛЕ

Для всех режимов работы на земле, после запуска двигателя и при его нормальной работе:

1. Установите рычаг управления газом на 1200 RPM.
2. Проведите обеднение рабочей смеси для получения максимального RPM.
3. Установите рычаг управления газом в положение, обеспечивающее обороты двигателя (RPM), необходимые для наземной работы (рекомендованное количество оборотов 800 – 1000 RPM).

ПРИМЕЧАНИЕ

Если работа на земле потребуется после выполнения перечня действий «ПЕРЕД ВЗЛЕТОМ», проведите обеднение рабочей смеси снова (как описано выше) до готовности к выполнению перечня действий «ВЗЛЕТ».

РУЛЕНИЕ

При рулении важно, чтобы скорость и использование тормозов были сведены к минимуму, и чтобы все органы управления использовались для поддержания направления руления и центровки.

Руление по насыпному гравию или шлаковому покрытию должно выполняться при низкой скорости вращения двигателя, чтобы избежать абразивного износа и повреждений законцовок винта от попадания камней.

ПРИМЕЧАНИЕ

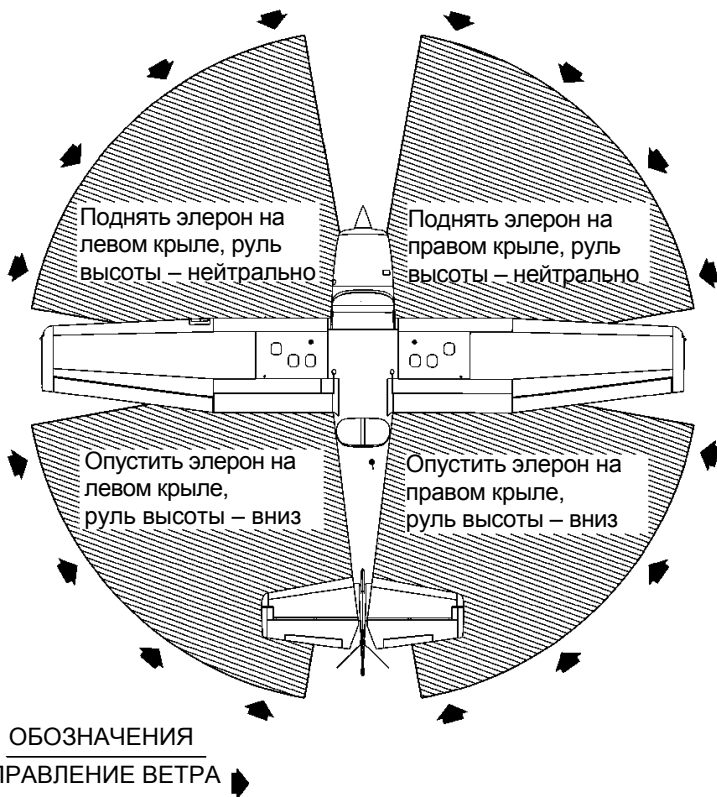
Сигнализатор низкого напряжения LOW VOLTS может включиться при работе двигателя на малых оборотах RPM с большой электрической нагрузкой. Если это произошло, сигнализатор низкого напряжения LOW VOLTS отключится, когда двигатель начнет работать на более высоких оборотах для обеспечения большей выходной мощности генератора. Убедитесь, что амперметр главной аккумуляторной батареи (M BATT AMPS) показывает положительный ток (заряд) на более высоких оборотах (RPM).

(Продолжение на след. странице)

РУЛЕНИЕ (продолжение)

СХЕМА РУЛЕНИЯ

B3092



0685T1020

ПРИМЕЧАНИЕ

При сильном ветре со стороны хвоста требуется соблюдать особую осторожность. Избегайте резких перемещений рычага управления газом и резкого торможения, когда самолет находится в указанных условиях. Используйте управление передним колесом и руль направления для поддержания направления руления.

Рисунок 4-2

ПЕРЕД ВЗЛЕТОМ

ПРОГРЕВ

Если двигатель работает в режиме холостого хода при положении рычага управления газом в крайнем положении (холостой ход) (приблизительно 600 RPM), и возможно плавное увеличение оборотов, это означает, что двигатель достаточно прогрет и готов к взлету. Т.к. двигатель плотно закрыт капотами для обеспечения эффективного охлаждения во время полета, самолет необходимо направлять навстречу ветру, чтобы избежать перегрева при продолжительной работе двигателя на земле. Длительная работа на холостом ходу может вызвать неисправность свечей зажигания.

ПРОВЕРКА МАГНЕТО

Проверка магнето должна выполняться при 1800 RPM. Переведите переключатель магнето MAGNETOS из положения BOTH (оба) в положение R (правое). Заметьте новое значение RPM, затем переведите переключатель MAGNETOS обратно в положение BOTH для очистки свечей зажигания. Переведите переключатель MAGNETOS в положение L (левое), заметьте новое значение RPM, затем переведите переключатель обратно в положение BOTH. Снижение RPM не должно превышать 150 RPM на любом из магнето, и разность показаний для каждого магнето не должна превышать 50 RPM. При наличии сомнений относительно работы системы зажигания проверка на более высоких скоростях вращения двигателя обычно помогает определить наличие неисправности.

Отсутствие падения количества оборотов может указывать на неисправность заземления одного магнето или на раннюю установку угла зажигания магнето.

ПРОВЕРКА ГЕНЕРАТОРА

Убедитесь, что генератор и блок управления генератора работают исправно перед выполнением ночного полета, полета по приборам или полетов с обязательным использованием электроэнергии. Проверьте электрическую сеть во время проверки МАГНЕТО (1800 RPM), включив все электрооборудование, необходимое для полета. Если генератор и блок управления генератора работают исправно, амперметры будут показывать ноль или положительный ток, вольтметры должны показывать значения 27–29 В, сигнализаторы неисправности электрической сети не будут включаться. Снижьте электрическую нагрузку перед тем, как снизить скорость вращения двигателя, чтобы аккумуляторная батарея не разрядилась при работе двигателя на холостом ходу.

(Продолжение на след. странице)

ПЕРЕД ВЗЛЕТОМ (продолжение)

ТРИММЕР РУЛЯ ВЫСОТЫ

Триммер руля высоты находится во взлетном положении, когда стрелка триммера совмещена с указателем на крышке центрального пульта. Отрегулируйте колесо управления триммером во время полета таким образом, чтобы добиться уменьшения усилия на штурвале.

ПОСАДОЧНЫЕ ФАРЫ

Рекомендуется использовать только рулевые фары для улучшения видимости самолета при заходе на посадку или на маршруте. Это позволит увеличить срок службы посадочных фар.

ВЗЛЕТ

ПРОВЕРКА МОЩНОСТИ

Важно проверить работу двигателя на полном газе на ранней стадии во время разбега. Любой признак неровной работы двигателя или медленного набора оборотов является достаточной причиной для прекращения взлета. Если это произошло, вы можете провести тщательное опробование двигателя в статическом состоянии на полном газе перед тем, как предпринять следующую попытку взлета. Двигатель должен работать плавно при оборотах около 2300–2400 RPM с рабочей смесью, обедненной для обеспечения максимального количества оборотов в минуту.

Опробование двигателя на полном газе на насыпном гравии особенно опасно для законцовок винта. При необходимости взлета с гравийного покрытия переведите рычаг управления газом от себя плавно. Это позволяет самолету начать движение до достижения больших оборотов двигателя, и гравий будет выдуваться за винт, а не засасываться в него.

Перед взлетом с полосы, находящейся на барометрической высоте более 3000 feet, выполните обеднение рабочей смеси для обеспечения максимального количества оборотов двигателя на полном газе при неподвижном положении самолета.

При достижении полного газа отрегулируйте фрикционный стопор рычага управления газом по часовой стрелке, чтобы предотвратить обратное движение рычага от положения максимальной мощности. Подобные регулировки фрикционного стопора должны использоваться по необходимости и в других условиях полета для сохранения заданного положения рычага управления газом.

(Продолжение на след. странице)

ВЗЛЕТ (продолжение)

ПОЛОЖЕНИЕ ЗАКРЫЛКОВ

При нормальном взлете закрылки должны находиться в положении UP (убраны) – 10°. Использование закрылков в положении 10° сокращает разбег и взлетную дистанцию приблизительно на 10 процентов. **Не разрешено выдвигание закрылков более чем на 10° при взлете.** При использовании положения закрылков 10° при взлете, закрылки должны оставаться в данном положении, пока все препятствия не будут пройдены и не будет достигнута безопасная скорость для уборки закрылков – 60 KIAS. На коротком летном поле необходимо использовать положение закрылков 10° и скорость 56 KIAS при прохождении взлетной дистанции.

Взлет с неровной или мягкой взлетно-посадочной полосы выполняется при положении закрылков 10° путем отрыва самолета от земли, как только это становится возможным, в положении со слегка опущенным хвостом. При отсутствии препятствий по курсу самолет необходимо немедленно выровнять для ускорения до большей скорости набора высоты. При взлете с взлетно-посадочной полосы с мягким покрытием с задней центровкой, триммер руля высоты необходимо отрегулировать в направлении «нос вниз» для обеспечения комфортного усилия на штурвале при первоначальном наборе высоты.

ВЗЛЕТ ПРИ БОКОВОМ ВЕТРЕ

Взлет в условиях сильного бокового ветра обычно выполняется с минимальным выдвиганием закрылков, необходимым для данной длины взлетно-посадочной полосы, для минимизации сноса непосредственно после взлета. При частичном отклонении вверх элеронов, расположенных со стороны ветра, необходимо разогнать самолет до скорости немного большей, чем нормальная скорость отрыва, затем необходимо быстро, но плавно потянув руль высоты, оторвать самолет от земли и предотвратить возможный возврат самолета на взлетно-посадочную полосу при сносе. При завершении отрыва от земли выполните скоординированный разворот по направлению ветра, компенсируя снос.

НАБОР ВЫСОТЫ

Набор высоты в нормальных условиях выполняется с убранными закрылками на полном газе и на скорости 75 – 85 KIAS для обеспечения оптимального сочетания летных характеристик, видимости и охлаждения двигателя. Необходимо использовать наиболее обогащенную рабочую смесь при наборе до барометрической высоты 3000 feet. На барометрической высоте свыше 3000 feet можно провести обеднение рабочей смеси, по необходимости, для обеспечения большей мощности или более плавной работы двигателя.

При необходимости более быстрого набора высоты для выхода из гор или входа в зону благоприятного ветра на больших высотах, необходимо использовать скорость оптимальной скороподъемности на максимальном продолжительном режиме работы двигателя (MCP). Эта скорость составляет 74 KIAS на уровне моря, снижаясь до 72 KIAS на высоте 10000 feet.

В случае необходимости использования крутого угла набора высоты для предотвращения столкновения с препятствием, необходимо использовать скорость набора высоты с оптимальным углом с закрылками в положении UP (убраны) и на максимальном продолжительном режиме работы двигателя (MCP). Эта скорость составляет 62 KIAS на уровне моря, возрастая до 67 KIAS на высоте 10000 feet. Данный тип набора высоты должен иметь минимальную продолжительность, при этом, необходимо внимательно контролировать температуру двигателя в связи с низкой скоростью набора высоты.

КРЕЙСЕРСКИЙ ПОЛЕТ

Нормальный крейсерский полет выполняется на 45% – 75% мощности. Частота вращения двигателя и соответствующий расход топлива для различных высот могут быть определены по данным, приведенным в разделе 5.

ПРИМЕЧАНИЕ

Крейсерский полет рекомендуется по возможности выполнять на 75% мощности, пока двигатель не отработает 50 часов, или не стабилизируется расход масла. Полет на указанной высокой мощности обеспечит правильное расположение поршневых колец и подходит для новых двигателей и двигателей, находящихся в эксплуатации после замены цилиндра или капитального ремонта одного или более цилиндров.

Графики крейсерских летных характеристик, приведенные в разделе 5, предоставляют пилоту информацию для планирования полета на самолете модели 172S в спокойном воздушном потоке с установленными обтекателями. Продолжительность полета и необходимое количество топлива определяются в зависимости от режима работы двигателя, высоты полета и скорости ветра.

В таблице крейсерских летных характеристик, рис. 4-3, показаны истинная воздушная скорость и дистанция в морских милях, пролетаемая на одном галлоне (NMPG), при крейсерском полете для различных высот и уровней мощности в процентах. Данные в таблице соответствуют стандартным условиям при отсутствии ветра. Таблицу необходимо использовать в справочных целях совместно с доступной информацией о ветре в верхних слоях атмосферы, чтобы определить оптимальную высоту и уровень мощности для данного полета. Выбор высоты крейсерского полета в соответствии с наиболее благоприятными ветровыми условиями и использованием малого уровня мощности двигателя, являются важными факторами, которые необходимо принимать во внимание перед каждым полетом, чтобы снизить расход топлива.

Кроме регулирования мощности, правильные действия по обеднению рабочей смеси также способствуют оптимизации расхода топлива, и поэтому, включены в таблицы крейсерских летных характеристик. Чтобы добиться рекомендованного состава рабочей смеси соответствующего данным расхода топлива, приведенным в разделе 5, обеднение рабочей смеси необходимо проводить с использованием индикатора температуры выхлопных газов (EGT), как указано ниже.

(Продолжение на след. странице)

КРЕЙСЕРСКИЙ ПОЛЕТ (продолжение)

ТАБЛИЦА КРЕЙСЕРСКИХ ЛЕТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК

УСЛОВИЯ:

Стандартные условия

Отсутствие ветра

ВЫСОТА FEET	МОЩНОСТЬ 75%		МОЩНОСТЬ 65%		МОЩНОСТЬ 55%	
	KTAS	NMPG	KTAS	NMPG	KTAS	NMPG
На уровне моря	114	11,2	108	12,0	101	12,8
4000	119	11,7	112	12,4	104	13,2
8000	124	12,2	117	12,9	107	13,6

Рисунок 4-3

Графики крейсерских летных характеристик, приведенные в разделе 5, представляют пилоту характеристики для максимальной взлетной массы. При выполнении крейсерского полета с меньшей полетной массой имеется увеличение истинной скорости. При нормальном крейсерском полете на мощности 55–75% истинная скорость будет увеличиваться на 1 knot на каждые 150 pounds ниже максимальной взлетной массы. При нормальном крейсерском полете на мощности ниже 65% истинная скорость будет увеличиваться приблизительно на 1 knot на каждые 125 pounds ниже максимальной взлетной массы.

Система впрыска топлива, применяющаяся на этом двигателе, считается защищенной от обледенения. Если нестандартные условия полета приводят к закупориванию или обледенению фильтра забора воздуха, автоматически открывается резервный канал забора воздуха, обеспечивающий наиболее эффективное использование воздуха, поступающего через главный или резервный канал, в зависимости от степени закупоривания фильтра. Вследствие того, что входное давление воздуха, поступающего через резервный канал забора воздуха или частично закупоренный фильтр, будет ниже, частота вращения двигателя может упасть относительно заданных параметров крейсерского полета. Данную потерю оборотов двигателя можно компенсировать, увеличив газ для обеспечения желаемой мощности.

(Продолжение на след. странице)

КРЕЙСЕРСКИЙ ПОЛЕТ (продолжение)

ОБЕДНЕНИЕ РАБОЧЕЙ СМЕСИ, ИСПОЛЬЗУЯ ПОКАЗАНИЯ ТЕМПЕРАТУРЫ ВЫХЛОПНЫХ ГАЗОВ (EGT)

руководстве пилота приведены для рекомендованного состава рабочей смеси, определяемого исходя из максимальной или пиковой температуры выхлопных газов (EGT) на мощности 75% от максимального продолжительного режима работы двигателя (MCP) и менее. Самолет 172S Nav III оборудован индикацией EGT для всех (4) цилиндров двигателя. Возможность контролировать все цилиндры помогает обнаружить и устранить неполадки системы впрыска топлива на ранней стадии.

ПРИМЕЧАНИЕ

Цилиндры двигателя не получают идентичную топливно-воздушную смесь (из-за неравной длины впускных трубопроводов, неодинаковых температур входного воздуха, допустимых отклонений форсунок впрыска топлива и т.д.). Однако, температуры выхлопных газов (EGT) всех цилиндров не должны отличаться более, чем на 100°F в нормальном режиме полета. Разница EGT цилиндров более 100°F указывает на необходимость технического обслуживания системы впрыска топлива.

Температура выхлопных газов (EGT) отображается на страницах EIS ENGINE (индикация состояния двигателя) и LEAN (обеднение). На странице ENGINE (двигатель) имеется горизонтальная шкала с индикатором температуры (перевернутый треугольник) с номером, соответствующим цилиндру с наибольшей EGT.

На странице EIS LEAN имеется вертикальная диаграмма, показывающая EGT для всех цилиндров. Цилиндр с самой высокой EGT отображается светло-голубым цветом. Цифровое значение самой высокой EGT приводится под чертой. Значения температуры выхлопных газов (EGT) и температуры головки цилиндра (CHT) для любого цилиндра можно вызвать, нажав сенсорную клавишу CYL SLCT (выбор цилиндра) для выбора желаемого цилиндра. Через короткий промежуток времени после отпускания сенсорной клавиши CYL SLCT снова начнется автоматическое отображение наиболее высоких значений EGT и CHT.

(Продолжение на след. странице)

КРЕЙСЕРСКИЙ ПОЛЕТ (продолжение)

ОБЕДНЕНИЕ РАБОЧЕЙ СМЕСИ, ИСПОЛЬЗУЯ ПОКАЗАНИЯ ТЕМПЕРАТУРЫ ВЫХЛОПНЫХ ГАЗОВ (EGT) (продолжение)

Для упрощения процедуры обеднения рабочей смеси нажмите сенсорные клавиши ENGINE (двигатель), LEAN (обеднение) и ASSIST (помощь), под цифровым значением EGT °F появится значение ΔPEAK °F (разность до пиковой температуры). Проведите обеднение рабочей смеси, медленно поворачивая ручку рычага регулирования состава смеси против часовой стрелки и следя, при этом, за изменением температур EGT. При увеличении EGT продолжайте обеднение рабочей смеси, пока цилиндр с самой высокой температурой (отображаемый светло-голубым цветом) не достигнет пиковой EGT. Это определяется по изменению диаграммы EGT для данного цилиндра в светло-голубой цвет с полой линией в верхней части диаграммы. Зафиксируйте значения ΔPEAK °F и FLOW GPH (расход топлива в галлонах в час) для первого цилиндра с пиковым значением температуры. Пиковая EGT представлена значением ΔPEAK 0°F, если значение ΔPEAK °F отрицательное (-), состав рабочей смеси может являться более обедненным, чем это требуется для пиковой температуры. Проведите обогащение смеси, медленно поворачивая ручку управления составом смеси по часовой стрелке и следя за расходом топлива и температурами EGT, пока цилиндр с самым обедненным составом смеси не вернется к пиковой EGT (ΔPEAK 0°F) или к желаемому значению в соответствии с таблицей температур выхлопных газов (EGT), рис. 4-4.

Значения ΔPEAK °F для состава смеси более обогащенной, чем это требуется для пиковой температуры, также будут иметь отрицательные (-) значения (-50°F). Вычисления системы определения состава смеси проводятся таким образом, что пиковая EGT является максимальным значением, и любое меньшее значение отображается как отрицательное (-), независимо от того, находится ли оно на стороне, соответствующей обедненной или обогащенной рабочей смеси, относительно пиковой температуры.

ПРИМЕЧАНИЕ

Производитель двигателя для 172S, компания Textron Lycoming, не разрешает эксплуатацию двигателя на уровнях расхода топлива (параметрах рабочей смеси) ниже, чем необходимо для достижения пиковой EGT в цилиндре с наиболее обедненной рабочей смесью (первый цилиндр, в котором достигается пиковая EGT). При эксплуатации двигателя на мощности более 75% используйте наиболее обогащенную рабочую смесь.

(Продолжение на след. странице)

КРЕЙСЕРСКИЙ ПОЛЕТ (продолжение)

ОБЕДНЕНИЕ РАБОЧЕЙ СМЕСИ, ИСПОЛЬЗУЯ ПОКАЗАНИЯ ТЕМПЕРАТУРЫ ВЫХЛОПНЫХ ГАЗОВ (EGT) (продолжение)

ТЕМПЕРАТУРА ВЫХЛОПНЫХ ГАЗОВ (EGT)

ОПИСАНИЕ РАБОЧЕЙ СМЕСИ	ТЕМПЕРАТУРА ВЫХЛОПНЫХ ГАЗОВ (EGT)
РЕКОМЕНДОВАННЫЙ СОСТАВ (в соответствии со справочным руководством пилота)	50°F обогащенное относительно пиковой EGT
ОПТИМАЛЬНАЯ ЭКОНОМИЯ ТОПЛИВА	Пиковая EGT

Рисунок 4-4

Работа на пиковой EGT обеспечивает оптимальную экономию топлива. Это позволяет обеспечить дальность полета на 4% большую, чем указано в данном справочном руководстве пилота, с одновременным уменьшением скорости на 3 knot.

При определенных условиях, неустойчивая работа двигателя может иметь место при его эксплуатации на пиковой EGT. В этом случае, обеспечьте работу двигателя с рекомендованным составом рабочей смеси.

ПРИМЕЧАНИЕ

- Любое изменение высоты или режима работы двигателя потребует изменений в регулировках рабочей смеси и повторной проверки параметров EGT.
- Индикаторы EGT начинают отображать изменения EGT через несколько секунд после проведения регулировки состава рабочей смеси. При аккуратном и точном проведении регулировок нахождение пиковой EGT и настройка необходимого состава рабочей смеси занимают приблизительно одну минуту. Быстрая регулировка состава рабочей смеси не рекомендуется.

(Продолжение на след. странице)

КРЕЙСЕРСКИЙ ПОЛЕТ (продолжение)

ДЕЙСТВИЯ ПО ЭКОНОМИИ ТОПЛИВА ПРИ ЛЕТНОЙ ПОДГОТОВКЕ

Для обеспечения оптимальной экономии топлива при летной подготовке рекомендуются следующие действия.

1. После запуска двигателя и до окончания всех операций на земле установите рычаг управления газом на 1200 RPM и проведите обеднение рабочей смеси для обеспечения максимальной частоты вращения двигателя. После обеднения рабочей смеси установите рычаг управления газом в положение, соответствующее надлежащей частоте вращения двигателя для работы на земле. Сохраняйте такой состав рабочей смеси до начала выполнения операций согласно перечню действий **ПЕРЕД ВЗЛЕТОМ**. После выполнения действий **ПЕРЕД ВЗЛЕТОМ** снова проведите обеднение рабочей смеси, как описано выше, до готовности к выполнению операций согласно перечню действий **ВЗЛЕТ**.
2. Проведите обеднение рабочей смеси для обеспечения максимальной частоты вращения двигателя при наборе высоты более 3000 feet на полном газе. Рабочая смесь может оставаться обедненной (максимальная частота вращения двигателя на полном газе) для отработки таких маневров, как сваливание и полеты на малой скорости.
3. Используйте обедненный состав рабочей смеси для обеспечения максимальной частоты вращения двигателя при выполнении любых операций на всех высотах, включая высоты менее 3000 feet, при полете на мощности 75% или менее.

ПРИМЕЧАНИЕ

- При крейсерском полете или маневрировании на 75% мощности или менее, можно провести дальнейшее обеднение рабочей смеси, пока температура выхлопных газов (EGT) не достигнет пикового значения, затем провести обогащение смеси до 50°F. Данная процедура особенно подходит для выполнения полетов в учебной зоне, но также должна отрабатываться при полетах в зону выполнения учебных маневров и от нее.
- Использование указанных выше действий может обеспечить экономию топлива на 5% и больше в сравнении со стандартными полетами при летной подготовке с применением наиболее обогащенной рабочей смеси. Кроме того, указанные выше действия позволяют свести к минимуму образование нагара на свечах зажигания, т.к. снижение расхода топлива приводит к пропорциональному уменьшению количества тетраэтилсвинца, проходящего через двигатель.

(Продолжение на след. странице)

КРЕЙСЕРСКИЙ ПОЛЕТ (продолжение)

ДЕЙСТВИЯ ПРИ НАЛИЧИИ ПАРОВ ТОПЛИВА

Работа топливной системы двигателя может привести к образованию паров топлива при нахождении на земле в теплую погоду. Это обычно происходит, когда температура окружающего воздуха превышает 80°F. Образование паров топлива может возрасти при снижении подачи топлива на холостом ходу и при работе двигателя во время руления. Когда колебания оборотов холостого хода двигателя и расхода топлива указывают на возможное наличие паров топлива, рекомендуется выполнение следующих действий:

1. При наиболее обогащенной рабочей смеси установите рычаг управления газом на 1800 – 2000 RPM. Сохраняйте данный режим работы двигателя в течение 1 – 2 минут или до возобновления плавной работы двигателя.
2. Переведите рычаг управления газом в положение холостого хода, чтобы убедиться в нормальной работе двигателя.
3. Переведите рычаг управления газом на 1200 RPM и проведите обеднение рабочей смеси, как описано в главе «ДЕЙСТВИЯ ПО ЭКОНОМИИ ТОПЛИВА ПРИ ЛЕТНОЙ ПОДГОТОВКЕ».
4. В дополнение к приведенным выше действиям можно включить дополнительный топливный насос и провести регулирование состава рабочей смеси по необходимости для подавления паров топлива во время работы на земле. Дополнительный топливный насос необходимо выключить перед взлетом.
5. Непосредственно перед ВЗЛЕТОМ установите полный газ приблизительно на 10 секунд, чтобы убедиться в плавной работе двигателя для выполнения взлета.

ПРИМЕЧАНИЕ

При частоте вращения двигателя более 1800 RPM увеличенный расход топлива приводит к уменьшению температуры топлива, проходящего через топливную систему двигателя. Этот увеличившийся поток топлива обеспечивает лучшее удаление паров топлива, а меньшая температура минимизирует их образование.

(Продолжение на след. странице)

КРЕЙСЕРСКИЙ ПОЛЕТ (продолжение)

ДЕЙСТВИЯ ПРИ НАЛИЧИИ ПАРОВ ТОПЛИВА (продолжение)

В дополнение к указанным процедурам, необходимо также руководствоваться информацией, приведенной в указанных ниже разделах:

Раздел 3 – Ознакомьтесь с порядком действий при образовании избыточных паров топлива, приведенным как в перечне операций, так и в дополнительных действиях в аварийных ситуациях.

Раздел 4 – Ознакомьтесь с главами, посвященными эксплуатации в жаркую погоду, и порядком действий, приведенным как в перечне операций, так и в дополнительных инструкциях.

СВАЛИВАНИЕ

Характеристики сваливания являются стандартными. Звуковое предупреждение обеспечивается системой сигнализации критических углов атаки при скорости на 5-10 knots выше критической при всех конфигурациях.

Критические скорости при неработающем двигателе и максимальной массе, как для передней, так и для задней центровки, приведены в разделе 5.

ШТОПОР

Преднамеренный штопор можно выполнять на самолете, эксплуатирующемся по многоцелевой категории. Выполнение штопора при наличии багажа или пассажира(-ов) на заднем(-их) кресле(-ах) не допускается.

В любом случае, перед попыткой выполнения штопора необходимо ознакомиться с рядом рекомендаций в целях обеспечения безопасного полета. Не допускаются попытки выполнения штопора без предварительного получения инструкций по входу и выходу из штопора от квалифицированного инструктора, знакомого со штопорными характеристиками самолета Cessna 172S NAV III.

В кабине не должно находиться посторонних предметов, все незакрепленное оборудование (включая микрофон и задние ремни безопасности) необходимо убрать или закрепить. При одиночном полете, в котором будет проводиться выполнение штопора, ремень безопасности переднего пассажира и плечевой ремень безопасности также должны быть закреплены. Необходимо убедиться, что пилот имеет свободный доступ к органам управления полетом и может выполнять максимальное перемещение органов управления самолетом.

(Продолжение на след. странице)

ШТОПОР (Продолжение)

Рекомендуется выполнять вход в штопор на достаточно большой высоте, чтобы обеспечить выход из штопора на высоте не менее 4000 feet над уровнем земли (AGL). При выполнении штопора с одним витком и выходе из него необходимо сделать допуск на потерю, по меньшей мере, 1000 feet высоты, в то время как при выполнении штопора с 6-ю витками и выходе из него, потеря высоты может составлять более 2000 feet. Например, рекомендуемая высота для входа в штопор с 6-ю витками составляет 6000 feet над уровнем земли. В любом случае, вход в штопор необходимо планировать таким образом, чтобы выход завершался на высоте, превышающей минимальную высоту 1500 feet над уровнем земли, в соответствии с 14 CFR 91.303. Еще одной причиной для использования больших высот при выполнении штопора является большая площадь обзора, помогающая пилоту избежать дезориентации.

Нормальный вход в штопор выполняется при сваливании самолета с работающим на холостом ходу двигателем. При приближении точки сваливания необходимо плавно потянуть на себя тягу руля высоты до упора. Непосредственно перед началом сваливания отклоните руль направления в направлении желаемого вращения при штопоре, так, чтобы полное отклонение руля направления практически совпало с максимальным отклонением руля высоты на себя. Более стабильный и надежный вход в штопор обеспечивается использованием немного большей, по сравнению с нормальным входом в штопор, скорости снижения, поворотом элеронов в направлении желаемого вращения и увеличением режима работы двигателя при входе в штопор. После входа в штопор переведите двигатель на режим холостого хода и верните элероны в нейтральное положение. Рули высоты и поворота необходимо удерживать в крайних положениях по направлению вращения до начала выхода из штопора. Случайное ослабление положения одного из этих рулей может привести к пикированию по спирали.

Для отработки штопора и выхода из него необходимо использовать штопор с 1 или 2-мя витками. Штопор с одним-двумя витками происходит при достаточно высокой скорости вращения и крутом пространственном положении самолета. При этом, выход из штопора при выполнении соответствующих действий происходит достаточно быстро (за 1/4 витка). При длительном штопоре с двумя-тремя витками или более, штопор стремится перейти в спираль, особенно при вращении в правую сторону. Это будет сопровождаться увеличением воздушной скорости и перегрузки на самолет. Если это произошло, выход из штопора необходимо проводить быстро, но плавно, выравняв крылья и выходя из пикирования.

(Продолжение на след. странице)

ШТОПОР (Продолжение)

Независимо от количества витков в штопоре и способа входа в штопор, при выходе из штопора необходимо выполнить следующие действия:

1. УБЕДИТЕСЬ, ЧТО РЫЧАГ УПРАВЛЕНИЯ ГАЗОМ НАХОДИТСЯ В ПОЛОЖЕНИИ ХОЛОСТОГО ХОДА, А ЭЛЕРОНЫ НАХОДЯТСЯ В НЕЙТРАЛЬНОМ ПОЛОЖЕНИИ.
2. ОТКЛОНИТЕ И **УДЕРЖИВАЙТЕ** РУЛЬ НАПРАВЛЕНИЯ В КРАЙНЕМ ПОЛОЖЕНИИ, ПРОТИВОПОЛОЖНОМ НАПРАВЛЕНИЮ ВРАЩЕНИЯ.
3. СРАЗУ **ПОСЛЕ** ТОГО, КАК РУЛЬ НАПРАВЛЕНИЯ ДОСТИГНЕТ КРАЙНЕГО ПОЛОЖЕНИЯ, **БЫСТРО** ПЕРЕМЕСТИТЕ ШТУРВАЛ УПРАВЛЕНИЯ ОТ СЕБЯ, ТАК ЧТОБЫ ПРЕКРАТИТЬ СВАЛИВАНИЕ.
4. **УДЕРЖИВАЙТЕ** ЭТИ ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ В УКАЗАННЫХ ПОЛОЖЕНИЯХ ДО ПРЕКРАЩЕНИЯ ВРАЩЕНИЯ.
5. ПОСЛЕ ПРЕКРАЩЕНИЯ ВРАЩЕНИЯ ПЕРЕВЕДИТЕ РУЛЬ НАПРАВЛЕНИЯ В НЕЙТРАЛЬНОЕ ПОЛОЖЕНИЕ И ВЫПОЛНИТЕ ПЛАВНЫЙ ВЫХОД ИЗ ПИКИРОВАНИЯ.

ПРИМЕЧАНИЕ

Если дезориентация затрудняет определение направления вращения, посмотрите на вектор поворота рядом с меткой в верхней части индикатора горизонтального положения (HSI).

Различия в регулировке органов управления самолета, в массе и центровке в связи с установкой дополнительного оборудования или наличия пассажира в правом кресле, могут вызвать изменения в поведении самолета, особенно при продолжительном штопоре. Эти изменения являются нормальными и приводят к изменениям штопорных характеристик и стремлению перехода самолета в спираль при штопоре более чем с 2-мя витками. Однако, указанные действия по выходу из штопора должны применяться в любом случае, т.к. они приводят к наиболее быстрому выходу из любого штопора.

Выполнение преднамеренного штопора с выпущенными закрылками запрещено, т.к. высокая воздушная скорость при выходе из штопора может превышать критическое значение для конфигурации с выпущенными закрылками, что может привести к повреждению закрылков и конструкции крыла.

ПОСАДКА

НОРМАЛЬНАЯ ПОСАДКА

Нормальный заход на посадку можно выполнять при различных режимах работы двигателя (до холостого хода), при любом положении закрылков в пределах ограничений скорости самолета с выпущенными закрылками. Ветер у земли и турбулентность воздуха являются основными факторами при определении оптимальной скорости захода на посадку. Резкое снижение с закрылками, выпущенными более чем на 20°, может вызвать небольшие вибрации руля высоты при определенных комбинациях воздушной скорости, угла скольжения и центровки.

Посадка на малой скорости приводит к уменьшению посадочной дистанции и обеспечивает минимальный износ пневматиков и тормозов. Двигатель должен работать на холостом ходу во время приземления. Основные колеса должны коснуться земли раньше, чем переднее колесо. Переднее колесо необходимо аккуратно опустить на взлетно-посадочную полосу после снижения скорости, чтобы избежать необязательных перегрузок переднего шасси. Выполнение указанных действий очень важно при посадке на взлетно-посадочные полосы с неровностями или мягким покрытием.

ПОСАДКА НА КОРОТКУЮ ПЛОЩАДКУ

При посадке на короткую взлетно-посадочную полосу в спокойном воздушном потоке, выполните заход на посадку на скорости 61 KIAS с закрылками в положении FULL (полностью выпущены), используя достаточную мощность для поддержания траектории захода. При турбулентности воздушного потока необходимо использовать немного большую скорость при заходе на посадку. После пролета всех препятствий при заходе на посадку, плавно уменьшите режим работы двигателя и выдерживайте скорость захода на посадку, опуская нос самолета. Основные колеса должны коснуться земли раньше, чем переднее колесо, на режиме холостого хода. Сразу после того, как основные колеса коснутся земли, осторожно опустите переднее колесо и, по необходимости, используйте сильное торможение. Для максимальной эффективности торможения, уберите закрылки, удерживайте штурвал в положении «на себя до упора» и примените максимальное тормозное давление, избегая проскальзывания пневматиков.

(Продолжение на след. странице)

ПОСАДКА (продолжение)

ПОСАДКА ПРИ БОКОВОМ ВЕТРЕ

В случае выполнения посадки при сильном боковом ветре, используйте конфигурацию с минимально выпущенными закрылками для данной длины взлетно-посадочной полосы. При использовании закрылков, выпущенных более чем на 20° , во время скольжения на крыло с полным отклонением руля направления, возможна некоторая вибрация руля высоты при нормальных скоростях захода на посадку. Тем не менее, это не влияет на управление самолетом. Несмотря на то, что при боковом ветре можно применять метод упреждения сноса или комбинированный метод для корректировки сноса, метод опускания крыла обеспечивает оптимальное управление. После приземления выдерживайте направление с помощью управления передним колесом, отклоняя элероны и применяя торможение при необходимости.

Максимально допустимая скорость бокового ветра зависит от навыков пилота и эксплуатационных ограничений самолета. Демонстрировалась эксплуатация самолетом при боковом ветре 15 knots (не является эксплуатационным ограничением).

УХОД НА ВТОРОЙ КРУГ

При уходе на второй круг, уменьшите угол выпуска закрылков до 20° сразу после перевода двигателя на максимальный режим и выполняйте набор высоты на скорости 60 KIAS. В случае необходимости пролета над препятствиями при уходе на второй круг, уменьшите угол закрылков до 10° и поддерживайте безопасную воздушную скорость, пока препятствия не будут преодолены. На барометрической высоте более 3000 feet проведите обеднение рабочей смеси для обеспечения максимальной частоты вращения двигателя. После прохождения над всеми препятствиями, осторожно уберите закрылки и позвольте самолету набрать скорость для нормального набора высоты.

ЭКСПЛУАТАЦИЯ В ХОЛОДНУЮ ПОГОДУ

Необходимо уделить особое внимание работе топливной системы самолета в зимний период или перед любым вылетом при низкой температуре. Надлежащий слив отстоя из топливной системы перед вылетом имеет большое значение, т.к. помогает устранить все образования свободной воды. Также может потребоваться использование таких добавок, как изопропиловый спирт или моноэтиловый эфир диэтиленгликоля (DIEGME). Информация по использованию добавок приведена в разделе 8.

В условиях низкой температуры требуется особое внимание и осторожность при эксплуатации самолета. **Даже минимальные образования инея, льда или снега должны быть удалены, особенно с крыла, хвостового оперения и всех рулевых поверхностей самолета, для обеспечения удовлетворительных летных характеристик и управления.** Также, необходимо очистить поверхности рулей от любых внутренних образований льда или снега.

Если снег или грязь покрывают поверхность взлетно-посадочной полосы, необходимо сделать поправку на увеличение потребной взлетной дистанции пропорционально увеличению глубины снега или грязи на взлетно-посадочной полосе. Во многих случаях, глубина и плотность снега или грязи на взлетно-посадочной полосе может стать причиной отмены взлета.

(Продолжение на след. странице)

ЭКСПЛУАТАЦИЯ В ХОЛОДНУЮ ПОГОДУ

(продолжение)

ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЯ

При температуре воздуха менее 20°F (-6°C) по возможности используйте внешний подогреватель и внешний источник питания, для обеспечения успешного запуска двигателя и снижения износа и перегрузок двигателя и электрической сети. Предварительный подогрев обеспечивает разжижение масла в масляном радиаторе, которое может загустеть при запуске двигателя при очень низких температурах.

ВНИМАНИЕ

ПРИ ВРАЩЕНИИ ВИНТА ВРУЧНУЮ, ОБРАЩАЙТЕСЬ С НИМ, КАК ЕСЛИ БЫ ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЬ МАГНЕТО НАХОДИЛСЯ В ПОЛОЖЕНИИ ON (ВКЛ.) ОСЛАБЛЕННЫЙ ИЛИ ОБОРВАННЫЙ ПРОВОД ЗАЗЕМЛЕНИЯ НА ЛЮБОМ ИЗ МАГНЕТО МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ПОДАЧЕ ПИТАНИЯ НА ДВИГАТЕЛЬ.

Перед запуском двигателя холодным утром рекомендуется выполнить вращение винта вручную в течение нескольких тактов сжатия двигателя, чтобы уменьшить вязкость масла для более легкой прокрутки двигателя и экономии заряда аккумуляторной батареи. При вращении винта вручную, поворачивайте его в направлении противоположном направлению вращения при нормальной работе двигателя для обеспечения большей безопасности. Вращение в противоположном направлении разъединяет муфты магнето и предотвращает нежелательное воспламенение.

При использовании внешнего источника питания, секции ALT и BAT (генератор и аккумуляторная батарея) основного переключателя MASTER должны находиться в положении OFF (выкл.) перед подсоединением внешнего источника питания к разъему аэродромного питания. Использование внешнего источника питания описано в разделе 7, «Разъем аэродромного питания».

(Продолжение на след. странице)

ЭКСПЛУАТАЦИЯ В ХОЛОДНУЮ ПОГОДУ

(продолжение)

ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЯ (продолжение)

Порядок действий при запуске двигателя в холодную погоду не отличается от порядка действий при нормальном запуске. Однако для сохранения заряда аккумуляторной батареи можно оставить проблесковый маяк выключенным до запуска двигателя. При стоянке самолета на снегу или льду, соблюдайте осторожность во время запуска двигателя, чтобы предотвратить непреднамеренное движение самолета вперед.

При запуске двигателя в холодную погоду, во время выполнения проверки уровня заряда резервной аккумуляторной батареи, сигнальная лампа может не гореть и напряжение на основной шине BUS E может быть менее 24 В до включения основного переключателя MASTER (ALT и BAT (генератор и батарея)). После запуска двигателя убедитесь, что амперметр резервной аккумуляторной батареи S BATT показывает положительный заряд при частоте вращения двигателя 1000 RPM или более. Перед взлетом убедитесь, что амперметр резервной аккумуляторной батареи S BATT показывает заряд менее 0,4 А.

ПРИМЕЧАНИЕ

Если двигатель не запустился во время первых нескольких попыток, или если имеет место слабое воспламенение двигателя, это может быть признаком замерзания свечей зажигания. Необходимо провести предварительный подогрев перед следующей попыткой запуска двигателя.

При эксплуатации в холодную погоду, указатель температуры масла может находиться вне зеленого диапазона перед взлетом при очень низкой температуре окружающего воздуха. После необходимого периода прогрева (2–5 минут при частоте вращения 1000 RPM) несколько раз выполните увеличение оборотов двигателя. Если, при этом, двигатель работает плавно, а давление масла остается нормальным и стабильным, самолет готов к взлету.

КОМПЛЕКТ ДЛЯ ЭКСПЛУАТАЦИИ В ЗИМНИХ УСЛОВИЯХ

Комплект для эксплуатации в зимних условиях поставляется дополнительно и может быть использован при эксплуатации в холодных условиях. Информация по установке и эксплуатации приведена в разделе 9, дополнение 4.

ЭКСПЛУАТАЦИЯ В ЖАРКУЮ ПОГОДУ

См. общую информацию по запуску двигателя при теплой температуре в главе «Запуск двигателя» данного раздела. Избегайте продолжительной работы двигателя на земле.

ШУМОВЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Сертифицированный уровень шума при взлете для модели 172S при максимальной массе 2550 pounds составляет 75,1 dB(A) согласно 14 CFR 36 Приложение G (Поправка 36-21) и 78,2 dB(A) согласно ICAO Приложение 16 Глава 10 (Поправка 4). Не проводилось никаких оценок относительно допустимости уровня шума данного самолета для эксплуатации в пределах или вне пределов какого-либо аэропорта.

Следующие действия рекомендуются для снижения шумового воздействия самолета на людей.

1. Пилот, выполняющий полет по ПВП над скоплениями людей на открытых пространствах, зонами отдыха или парками, и другими чувствительными к шуму зонами, по возможности должен использовать высоту не менее 2000 feet над уровнем земли, если позволяют погодные условия, даже если полет на более низкой высоте не противоречит национальным ограничениям.
2. При вылете или выполнении посадки в аэропорт, набор высоты после взлета и снижение на посадку необходимо выполнять так, чтобы избежать длительного полета на низкой высоте вблизи чувствительных к шуму зон.

ПРИМЕЧАНИЕ

Рекомендованные выше действия не должны применяться, если они противоречат требованиям или инструкциям авиадиспетчера, или если, по оценке пилота, высота менее 2000 feet над уровнем земли необходима для адекватной оценки воздушной ситуации с целью предотвращения опасного сближения в воздухе с другими самолетами.

ЛЕТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

ОГЛАВЛЕНИЕ

	Страница
Введение	5-3
Использование таблиц летных характеристик	5-3
Пример расчета полета	5-4
Взлет	5-5
Крейсерский полет	5-6
Необходимое топливо	5-7
Посадка	5-9
Эксплуатационная температура	5-9
Тарировка воздушной скорости – Основной приемник статического давления	5-10
Тарировка воздушной скорости – Резервный приемник статического давления	5-11
График преобразования единиц температуры	5-12
Скорость сваливания при массе 2550 Pounds	5-13
Поперечная составляющая бокового ветра	5-14
Взлетная дистанция на короткой площадке при массе 2550 Pounds	5-15
Взлетная дистанция на короткой площадке при массе 2400 Pounds	5-16
Взлетная дистанция на короткой площадке при массе 2200 Pounds	5-17
Максимальная скороподъемность при массе 2550 Pounds	5-18
Время, расход топлива и расстояние, необходимые для набора высоты при массе 2550 Pounds	5-19
Крейсерские летные характеристики	5-20
График дальности полета	5-22
График продолжительности полета	5-23
Посадочная дистанция на короткой площадке при массе 2550 Pounds	5-24



CESSNA
МОДЕЛЬ 172S NAV III
GFC 700 AFCS

ИНФОРМАЦИОННОЕ РУКОВОДСТВО
РАЗДЕЛ 5
ЛЕТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Страница намеренно оставлена пустой

ВВЕДЕНИЕ

Таблицы летных характеристик, приведенные ниже, представлены таким образом, чтобы пилот знал, что можно ожидать от самолета в различных условиях, и мог выполнить подробное и точное планирование полета. Данные в таблицах рассчитаны на основе действительных летных испытаний при условии нахождения самолета и двигателя в хорошем состоянии для пилотов со средней летной квалификацией.

Необходимо отметить, что данные, представленные в графиках дальности и продолжительности полета, приведены с учетом наличия резервного топлива на 45 минут полета при указанном режиме работы двигателя. Данные по расходу топлива при крейсерском полете основаны на использовании рекомендованного состава рабочей смеси на всех высотах. Некоторые неопределяемые величины, такие как техника обеднения рабочей смеси, расходные характеристики топлива, состояние двигателя и винта, а также турбулентность воздуха могут приводить к отклонениям значений дальности и продолжительности полета на 10% и более. Таким образом, необходимо пользоваться всей доступной информацией для оценки количества топлива, необходимого для конкретного полета, и планировать полет консервативным образом.

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ТАБЛИЦ ЛЕТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК

Данные по летным характеристикам представлены в форме таблиц или графиков (диаграмм), чтобы наглядно показать влияние различных переменных величин. В таблицах приведена достаточно подробная информация для выбора и использования стандартных величин с целью определения значений летных характеристик с достаточной точностью.

ПРИМЕР РАСЧЕТА ПОЛЕТА

Приведенный ниже пример расчета использует информацию из различных таблиц для определения прогнозируемых летных характеристик для типичного полета. Предполагается, что следующие данные уже определены:

КОНФИГУРАЦИЯ САМОЛЕТА

Взлетная масса:	2550 Pounds
Вырабатываемое топливо	53,0 Gallons

ВЗЛЕТНЫЕ УСЛОВИЯ:

Барометрическая высота летного поля	1500 Feet
Температура	28°C (16°C выше стандартной)
Составляющая ветра вдоль ВПП	Встречный ветер 12 Knot
Длина ВПП	3500 Feet

УСЛОВИЯ КРЕЙСЕРСКОГО ПОЛЕТА:

Общая дальность	360 Nautical Miles
Барометрическая высота	7500 Feet
Температура	16°C (на 16°C выше стандартной)
Ожидаемый ветер во время полета	Встречный ветер 10 Knot

ПОСАДОЧНЫЕ УСЛОВИЯ:

Барометрическая высота летного поля	2000 Feet
Температура	25°C
Длина ВПП	3000 Feet

(Продолжение на след. странице)

ПРИМЕР РАСЧЕТА ПОЛЕТА (продолжение)

ВЗЛЕТ

При использовании данных таблиц взлетной дистанции, рис. 5-5, необходимо иметь в виду, что указанные дистанции приведены для взлета с применением техники взлета с короткой площадки. Стандартные дистанции можно установить, используя данные для следующего, более высокого значения массы, высоты и температуры. Например, в данном конкретном расчете, необходимо использовать данные по взлетной дистанции, приведенные для массы 2550 pounds, барометрической высоты 2000 feet и температуры 30°C, что даст следующие результаты:

Разбег	1285 Feet
Взлетная дистанция до высоты 50 foot	2190 Feet

Эти дистанции находятся в пределах доступной длины взлетно-посадочной полосы со значительным запасом. Однако необходимо сделать поправку на скорость и направление ветра, основываясь на информации, представленной в примечаниях к таблице взлетных дистанций. Поправка на встречный ветер 12 knot:

$$\frac{12 \text{ Knots}}{9 \text{ Knots}} \times 10\% = \text{Уменьшение на } 13\%$$

В результате, мы получаем следующие дистанции с поправкой на ветер:

Разбег, отсутствие ветра	1285	Feet
Уменьшение разбега (1285 feet X 13%)	-167	Feet
Разбег с поправкой на ветер	1118	Feet
Общая взлетная дистанция до высоты 50 foot, отсутствие ветра	2190	Feet
Уменьшение общей взлетной дистанции (2190 feet X 13%)	-285	Feet
Взлетная дистанция до высоты 50 foot с поправкой на ветер	1905	Feet

(Продолжение на след. странице)

ПРИМЕР РАСЧЕТА ПОЛЕТА (продолжение)

КРЕЙСЕРСКИЙ ПОЛЕТ

Высоту крейсерского полета необходимо выбирать на основании планируемой дальности полета, скорости и направления ветра на высоте и летных характеристик самолета. Для данного примера расчета, имеются значения типичной высоты крейсерского полета и предполагаемого ветра на маршруте. Однако выбор режима работы двигателя для крейсерского полета должен определяться на основании нескольких факторов. Этими факторами являются крейсерские летные характеристики, представленные на рис. 5-8, данные на графике дальности полета на рис. 5-9 и данные на графике продолжительности полета на рис. 5-10.

Соотношение между режимом работы двигателя и дальностью полета представлено на графике дальности полета. Использование меньшего режима работы двигателя позволяет обеспечить значительную экономию топлива и большую дальность полета. В данном примере будет использоваться режим работы двигателя при крейсерском полете, равный 65%.

Из таблицы крейсерских летных характеристик, рис. 5-8, использованы значения для барометрической высоты 8000 feet и температуры на 20°C выше стандартной. Эти величины наиболее точно соответствуют планируемой высоте и ожидаемым температурным условиям. Выбрана скорость вращения двигателя 2600 RPM, что дает следующие результаты:

Режим работы двигателя	64%
Истинная воздушная скорость	117 Knots
Расход топлива при крейсерском полете	8,9 GPH

(Продолжение на след. странице)

ПРИМЕР РАСЧЕТА ПОЛЕТА (продолжение)

НЕОБХОДИМОЕ ТОПЛИВО

Общее количество необходимого для полета топлива можно оценить, используя данные летных характеристик, приведенные на рис. 5-7 и 5-8. Для данного расчета время, топливо и расстояние, необходимые для набора высоты, можно определить на основе данных на рис. 5-7 для нормального набора высоты. Разница между значениями, указанными в таблице для высоты 2000 feet и 8000 feet, следующая:

Время:	11 минут
Топливо:	2,2 Gallons
Расстояние:	15 Nautical Miles

Эти значения приведены для стандартной температуры и являются достаточно точными в большинстве случаев планирования полета. Однако можно сделать дальнейшую поправку на температуру, как указано в примечании к таблице набора высоты. Влияние нестандартной температуры приводит к увеличению времени, топлива и расстояния, необходимых для набора высоты, примерно на 10% на каждые 10°C выше стандартной температуры, в связи с уменьшением скороподъемности. В этом случае, поправка при фактической температуре на 16°C выше стандартной, составит:

$$\frac{16^{\circ}\text{C}}{10^{\circ}\text{C}} \times 10\% = \text{Увеличение на } 16\%$$

С учетом данного фактора, предполагаемое количество топлива будет рассчитываться следующим образом:

Топливо, необходимое для набора высоты, стандартная температура	2,2 Gallons
Увеличение из-за нестандартной температуры (2,2 X 16%)	0,4 Gallons
Топливо, необходимое для набора высоты, с поправкой на температуру	2,6 Gallons

Применение такого же способа расчета для расстояния, необходимого для набора высоты, даст результат 18 nautical miles.

Общая дальность крейсерского полета:

Общая дальность	360 Nautical Miles
Расстояние, необходимое для набора высоты	-18 Nautical Miles
Дальность крейсерского полета	342 Nautical Miles

(Продолжение на след. странице)

ПРИМЕР РАСЧЕТА ПОЛЕТА (продолжение)

НЕОБХОДИМОЕ ТОПЛИВО (продолжение)

При ожидаемом встречном ветре 10 knot, прогнозируемая путевая скорость при крейсерском полете равняется:

$$\begin{array}{r} 117 \text{ Knots} \\ - 10 \text{ Knots} \\ \hline 107 \text{ Knots} \end{array}$$

Таким образом, время крейсерского полета составит:

$$\frac{342 \text{ Nautical Miles}}{107 \text{ Knots}} = 3,2 \text{ Hours}$$

Топливо, необходимое для крейсерского полета:

$$3,2 \text{ hours} \times 8,9 \text{ gallons/hour} = 28,5 \text{ Gallons}$$

Резервное топливо на 45 минут полета:

$$\frac{45}{60} \times 8,9 \text{ gallons/hour} = 6,7 \text{ Gallons}$$

Общее прогнозируемое количество необходимого топлива:

Запуск двигателя, выруливание и взлет	1,4 Gallons
Набор высоты	2,6 Gallons
Крейсерский полет	28,5 Gallons
Резервное топливо	6,7 Gallons
Общее количество необходимого топлива	39,2 Gallons

Во время полета, периодическая проверка путевой скорости будет предоставлять более точную информацию для оценки времени полета и соответствующего количества топлива, необходимого для завершения полета с достаточным запасом.

(Продолжение на след. странице)

ПРИМЕР РАСЧЕТА ПОЛЕТА (продолжение)

ПОСАДКА

При оценке посадочной дистанции в аэропорту назначения используется та же методика расчета, что и для взлета. На рисунке 5-11 приведена информация по посадочной дистанции при использовании технологии посадки на короткую площадку. Дистанции, соответствующие высоте аэродрома 2000 feet и температуре 30°C, следующие:

Пробег	650 Feet
Общая посадочная дистанция с высоты 50 foot	1455 Feet

Поправка на ветер может быть сделана на основе информации, представленной в примечании к таблице посадочных дистанций, с использованием той же методики расчета, что и для поправки на ветер при взлете.

ЭКСПЛУАТАЦИОННАЯ ТЕМПЕРАТУРА

Удовлетворительное охлаждение двигателя на данном самолете было проверено при температуре окружающего воздуха на 23°C выше стандартной. Это значение не считается эксплуатационным ограничением. Информация по эксплуатационным ограничениям двигателя приведена в разделе 2.

ТАРИРОВКА ВОЗДУШНОЙ СКОРОСТИ

ОСНОВНОЙ ПРИЕМНИК СТАТИЧЕСКОГО ДАВЛЕНИЯ

УСЛОВИЯ:

Режим работы двигателя, необходимый для горизонтального полета или для снижения на максимальной мощности.

Закрылки UP (убраны)												
KIAS	50	60	70	80	90	100	110	120	130	140	150	160
KCAS	56	62	70	78	87	97	107	117	127	137	147	157
Закрылки 10°												
KIAS	40	50	60	70	80	90	100	110	---	---	---	---
KCAS	51	57	63	71	80	89	99	109	---	---	---	---
Закрылки FULL (полн. выпущены)												
KIAS	40	50	60	70	80	85	---	---	---	---	---	---
KCAS	50	56	63	72	81	86	---	---	---	---	---	---

Рисунок 5-1 (Лист 1 из 2)

ТАРИРОВКА ВОЗДУШНОЙ СКОРОСТИ

РЕЗЕРВНЫЙ ПРИЕМНИК СТАТИЧЕСКОГО ДАВЛЕНИЯ

УСЛОВИЯ:

Режим работы двигателя, необходимый для горизонтального полета или для снижения на максимальной мощности.

Закрылки UP (убраны)														
KIAS	50	60	70	80	90	100	110	120	130	140	150	160		
KCAS	56	62	68	76	85	95	105	115	125	134	144	154		
Закрылки 10°														
KIAS	40	50	60	70	80	90	100	110	---	---	---	---		
KCAS	51	55	60	68	77	86	96	105	---	---	---	---		
Закрылки														
FULL (полн. выпущены)														
KIAS	40	50	60	70	80	85	---	---	---	---	---	---		
KCAS	49	54	61	69	78	83	---	---	---	---	---	---		

ПРИМЕЧАНИЕ

Окна и вентиляционные отверстия закрыты. Обогрев кабины, вентиляция кабины и антиобледенитель стекла работают в режиме максимальной мощности.

Рисунок 5-1 (Лист 2)

ГРАФИК ПРЕОБРАЗОВАНИЯ ЕДИНИЦ ТЕМПЕРАТУРЫ

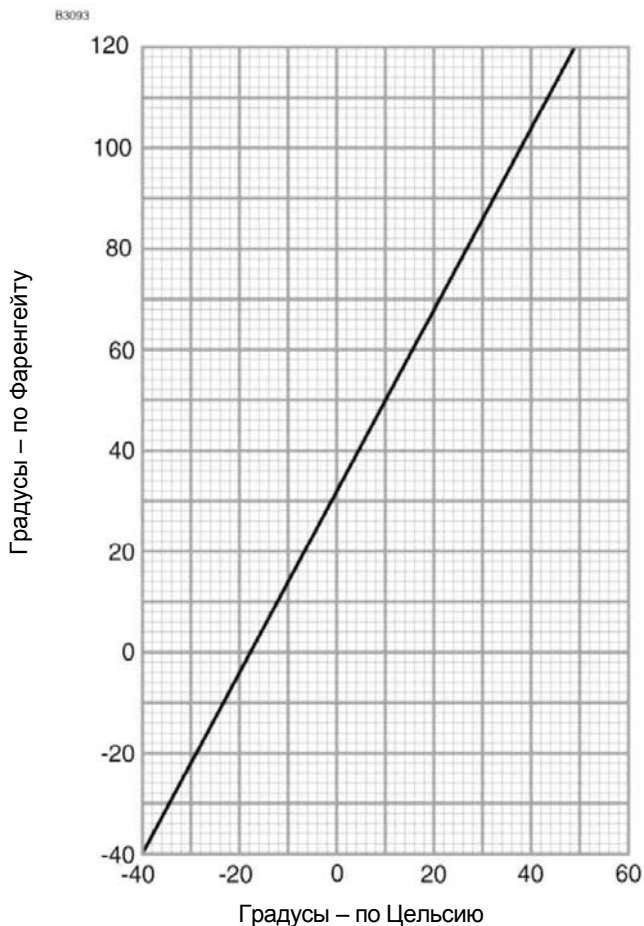


Рисунок 5-2

СКОРОСТЬ СВАЛИВАНИЯ ПРИ МАССЕ 2550 POUNDS

УСЛОВИЯ:
Режим ХОЛОСТОГО ХОДА

МАКСИМАЛЬНО ЗАДНЯЯ ЦЕНТРОВКА

ПОЛОЖЕНИЕ ЗАКРЫЛКОВ	УГОЛ КРЕНА							
	0°		30°		45°		60°	
	KIAS	KCAS	KIAS	KCAS	KIAS	KCAS	KIAS	KCAS
UP (убраны)	48	53	52	57	57	63	68	75
10°	42	50	45	54	50	59	59	71
FULL (полн. выпущены)	40	48	43	52	48	57	57	68

МАКСИМАЛЬНО ПЕРЕДНЯЯ ЦЕНТРОВКА

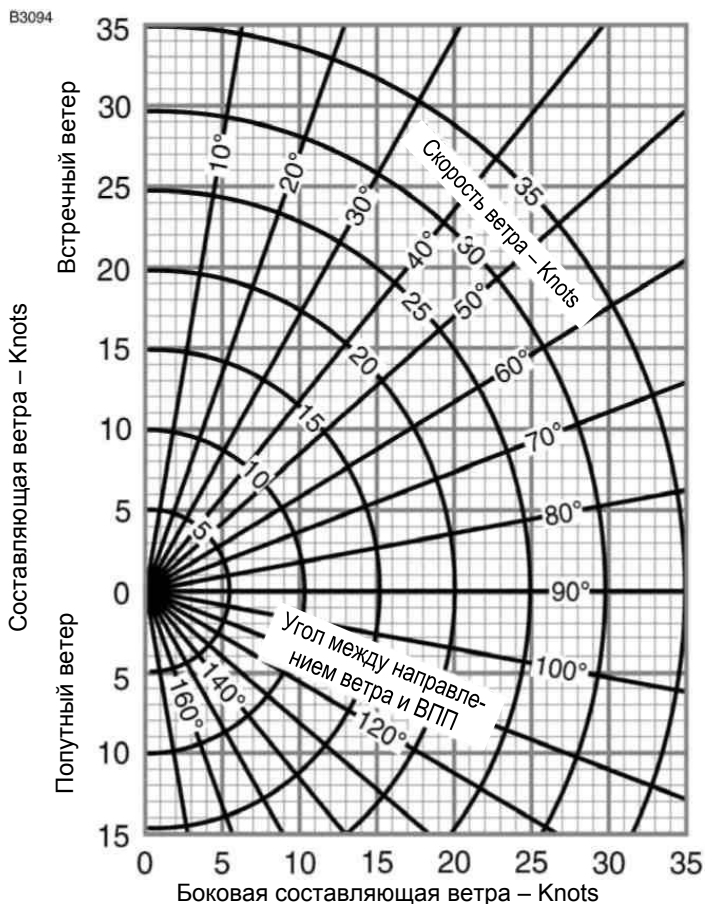
ПОЛОЖЕНИЕ ЗАКРЫЛКОВ	УГОЛ КРЕНА							
	0°		30°		45°		60°	
	KIAS	KCAS	KIAS	KCAS	KIAS	KCAS	KIAS	KCAS
UP (убраны)	48	53	52	57	57	63	68	75
10°	43	51	46	55	51	61	61	72
FULL (полн. выпущены)	40	48	43	52	48	57	57	68

ПРИМЕЧАНИЕ

- Потеря высоты при выходе из сваливания может составлять до 230 feet.
- Значения KIAS являются приблизительными.

Рисунок 5-3

ПОПЕРЕЧНАЯ СОСТАВЛЯЮЩАЯ БОКОВОГО ВЕТРА



ПРИМЕЧАНИЕ

Максимальная демонстрированная скорость бокового ветра – 15 knots (не является эксплуатационным ограничением).

Рисунок 5-4

ВЗЛЕТНАЯ ДИСТАНЦИЯ НА КОРОТКОЙ ПЛОЩАДКЕ ПРИ МАССЕ 2550 POUNDS

УСЛОВИЯ:

Закрылки 10°

Полный газ перед отпусканием
тормоза.

Асфальтированная, ровная, сухая ВПП

Отсутствие ветра

Скорость при отрыве: 51 KIAS

Скорость на высоте 50 Feet: 56 KIAS

Барометри- ческая высота ВПП Feet	0°C		10°C		20°C		30°C		40°C	
	Раз- бег Feet	Взл. дис- танц. до высо- ты 50 Foot	Раз- бег Feet	Взл. дис- танц. до высо- ты 50 Foot	Раз- бег Feet	Взл. дис- танц. до высо- ты 50 Foot	Раз- бег Feet	Взл. дис- танц. до высо- ты 50 Foot	Раз- бег Feet	Взл. дис- танц. до высо- ты 50 Foot
Уровень моря	860	1465	925	1575	995	1690	1070	1810	1150	1945
1000	940	1600	1010	1720	1090	1850	1170	1990	1260	2135
2000	1025	1755	1110	1890	1195	2035	1285	2190	1380	2355
3000	1125	1925	1215	2080	1310	2240	1410	2420	1515	2605
4000	1235	2120	1335	2295	1440	2480	1550	2685	1660	2880
5000	1355	2345	1465	2545	1585	2755	1705	2975	1825	3205
6000	1495	2605	1615	2830	1745	3075	1875	3320	2010	3585
7000	1645	2910	1785	3170	1920	3440	2065	3730	2215	4045
8000	1820	3265	1970	3575	2120	3880	2280	4225	2450	4615

ПРИМЕЧАНИЯ

- Методика выполнения взлета с короткой площадки как описано в разделе 4.
- Перед взлетом с полосы, находящейся на барометрической высоте более 3000 feet, выполните обеднение рабочей смеси для обеспечения максимальных оборотов двигателя на полном газе при статическом положении самолета.
- Уменьшите все дистанции на 10% на каждые 9 knots встречного ветра. При попутном ветре до 10 knots, увеличьте все дистанции на 10% на каждые 2 knots попутного ветра.
- При выполнении взлета с сухого травяного покрытия увеличьте дистанцию разбега на 15%.

Рисунок 5-5 (Лист 1 из 3)

ВЗЛЕТНАЯ ДИСТАНЦИЯ НА КОРОТКОЙ ПЛОЩАДКЕ ПРИ МАССЕ 2400 POUNDS

УСЛОВИЯ:

Закрылки 10°

Полный газ перед отпусканием
тормоза.

Асфальтированная, ровная, сухая
ВПП.

Отсутствие ветра

Скорость при отрыве: 48 KIAS

Скорость на высоте 50 Feet: 54 KIAS

Барометри- ческая высота ВПП Feet	0°C		10°C		20°C		30°C		40°C	
	Раз- бег Feet	Взл. дис- танц. до высо- ты 50 Foot	Раз- бег Feet	Взл. дис- танц. до высо- ты 50 Foot	Раз- бег Feet	Взл. дис- танц. до высо- ты 50 Foot	Раз- бег Feet	Взл. дис- танц. до высо- ты 50 Foot	Раз- бег Feet	Взл. дис- танц. до высо- ты 50 Foot
Уровень моря	745	1275	800	1370	860	1470	925	1570	995	1685
1000	810	1390	875	1495	940	1605	1010	1720	1085	1845
2000	885	1520	955	1635	1030	1760	1110	1890	1190	2030
3000	970	1665	1050	1795	1130	1930	1215	2080	1305	2230
4000	1065	1830	1150	1975	1240	2130	1335	2295	1430	2455
5000	1170	2015	1265	2180	1360	2355	1465	2530	1570	2715
6000	1285	2230	1390	2410	1500	2610	1610	2805	1725	3015
7000	1415	2470	1530	2685	1650	2900	1770	3125	1900	3370
8000	1560	2755	1690	3000	1815	3240	1950	3500	2095	3790

ПРИМЕЧАНИЯ

- Методика выполнения взлета с короткой площадки как описано в разделе 4.
- Перед взлетом с полосы, находящейся на барометрической высоте более 3000 feet, выполните обеднение рабочей смеси для обеспечения максимальных оборотов двигателя на полном газе при статическом положении самолета.
- Уменьшите все дистанции на 10% на каждые 9 knots встречного ветра. При попутном ветре до 10 knots, увеличьте все дистанции на 10% на каждые 2 knots попутного ветра.
- При выполнении взлета с сухого травяного покрытия увеличьте дистанцию разбега на 15%.

Рисунок 5-5 (Лист 2)

ВЗЛЕТНАЯ ДИСТАНЦИЯ НА КОРОТКОЙ ПЛОЩАДКЕ ПРИ МАССЕ 2200 POUNDS

УСЛОВИЯ:

Закрылки 10°

Полный газ перед отпусканием
тормоза.

Асфальтированная, ровная, сухая
ВПП

Отсутствие ветра

Скорость при отрыве: 44 KIAS

Скорость на высоте 50 Feet: 50 KIAS

Барометри- ческая высота ВПП Feet	0°C		10°C		20°C		30°C		40°C	
	Раз- бег Feet	Взл. дис- танц. до высо- ты 50 Foot	Раз- бег Feet	Взл. дис- танц. до высо- ты 50 Foot	Раз- бег Feet	Взл. дис- танц. до высо- ты 50 Foot	Раз- бег Feet	Взл. дис- танц. до высо- ты 50 Foot	Раз- бег Feet	Взл. дис- танц. до высо- ты 50 Foot
Уровень моря	610	1055	655	1130	705	1205	760	1290	815	1380
1000	665	1145	720	1230	770	1315	830	1410	890	1505
2000	725	1250	785	1340	845	1435	905	1540	975	1650
3000	795	1365	860	1465	925	1570	995	1685	1065	1805
4000	870	1490	940	1605	1010	1725	1090	1855	1165	1975
5000	955	1635	1030	1765	1110	1900	1195	2035	1275	2175
6000	1050	1800	1130	1940	1220	2090	1310	2240	1400	2395
7000	1150	1985	1245	2145	1340	2305	1435	2475	1540	2650
8000	1270	2195	1370	2375	1475	2555	1580	2745	1695	2950

ПРИМЕЧАНИЯ

- Методика выполнения взлета с короткой площадки как описано в разделе 4.
- Перед взлетом с полосы, находящейся на барометрической высоте более 3000 feet, выполните обеднение рабочей смеси для обеспечения максимальных оборотов двигателя на полном газе при статическом положении самолета.
- Уменьшите все дистанции на 10% на каждые 9 knots встречного ветра. При попутном ветре до 10 knots, увеличьте все дистанции на 10% на каждые 2 knots попутного ветра.
- При выполнении взлета с сухого травяного покрытия увеличьте дистанцию разбега на 15%.

Рисунок 5-5 (Лист 3)

МАКСИМАЛЬНАЯ СКОРОПОДЪЕМНОСТЬ ПРИ МАССЕ 2550 POUNDS

УСЛОВИЯ:

Закрылки убраны
Полный газ

Баромет- рическая высота Feet	Скорость набора высоты – KIAS	Скороподъемность – FPM			
		-20°C	0°C	20°C	40°C
Уровень моря	74	855	785	710	645
2000	73	760	695	625	560
4000	73	685	620	555	495
6000	73	575	515	450	390
8000	72	465	405	345	285
10000	72	360	300	240	180
12000	72	255	195	135	---

ПРИМЕЧАНИЕ

Выполните обеднение рабочей смеси для обеспечения максимальной частоты вращения двигателя на барометрической высоте более 3000 feet.

Рисунок 5-6

ВРЕМЯ, РАСХОД ТОПЛИВА И РАССТОЯНИЕ, НЕОБХОДИМЫЕ ДЛЯ НАБОРА ВЫСОТЫ ПРИ МАССЕ 2550 POUNDS

УСЛОВИЯ:

Закрылки убраны

Полный газ

Стандартная температура

Барометрическая высота Feet	Темп. °C	Скорость набора высоты KIAS	Скорость подъема — FPM	От уровня моря		
				Время, минуты	Расход топлива, Gallons	Расстояние, NM
Уровень моря	15	74	730	0	0,0	0
1000	13	73	695	1	0,4	2
2000	11	73	655	3	0,8	4
3000	9	73	620	4	1,2	6
4000	7	73	600	6	1,5	8
5000	5	73	550	8	1,9	10
6000	3	73	505	10	2,2	13
7000	1	73	455	12	2,6	16
8000	-1	72	410	14	3,0	19
9000	-3	72	360	17	3,4	22
10000	-5	72	315	20	3,9	27
11000	-7	72	265	24	4,4	32
12000	-9	72	220	28	5,0	38

ПРИМЕЧАНИЯ

- Добавьте 1,4 gallons топлива для запуска двигателя, выруливания и взлета.
- Выполните обеднение рабочей смеси для обеспечения максимальной частоты вращения двигателя на барометрической высоте более 3000 feet.
- Увеличьте значения времени, топлива и расстояния на 10% на каждые 10°C превышения фактической температуры над стандартной.
- Указанные расстояния рассчитаны при отсутствии ветра.

Рисунок 5-7

КРЕЙСЕРСКИЕ ЛЕТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

УСЛОВИЯ:

2550 Pounds

Рекомендованный состав рабочей смеси

Барометрическая высота Feet	RPM	НА 20°C НИЖЕ СТАНД. ТЕМП.			СТАНД. ТЕМПЕРАТУРА			НА 20°C ВЫШЕ СТАНД. ТЕМП.		
		%	MCP	KTAS	GRH	%	MCP	KTAS	GRH	%
2000	2550	83	117	11,1	77	118	10,5	72	117	9,9
	2500	78	115	10,6	73	115	9,9	68	115	9,4
	2400	69	111	9,6	64	110	9,0	60	109	8,5
	2300	61	105	8,6	57	104	8,1	53	102	7,7
	2200	53	99	7,7	50	97	7,3	47	95	6,9
	2100	47	92	6,9	44	90	6,6	42	89	6,3
4000	2600	83	120	11,1	77	120	10,4	72	119	9,8
	2550	79	118	10,6	73	117	9,9	68	117	9,4
	2500	74	115	10,1	69	115	9,5	64	114	8,9
	2400	65	110	9,1	61	109	8,5	57	107	8,1
	2300	58	104	8,2	54	102	7,7	51	101	7,3
	2200	51	98	7,4	48	96	7,0	45	94	6,7
6000	2100	45	91	6,6	42	89	6,4	40	87	6,1
	2650	83	122	11,1	77	122	10,4	72	121	9,8
	2600	78	120	10,6	73	119	9,9	68	118	9,4
	2500	70	115	9,6	65	114	9,0	60	112	8,5
	2400	62	109	8,6	57	108	8,2	54	106	7,7
	2300	54	103	7,8	51	101	7,4	48	99	7,0
	2200	48	96	7,1	45	94	6,7	43	92	6,4

ПРИМЕЧАНИЯ

- Максимальный режим работы двигателя при крейсерском полете с использованием рекомендованного состава рабочей смеси составляет 75% от максимального продолжительного режима (MCP). Режимы более 75% MCP указаны для облегчения интерполяции. При работе на режимах более 75% MCP необходимо использовать наиболее обогащенную рабочую смесь.
- Крейсерские скорости приведены для самолета, оборудованного обтекателями. При отсутствии обтекателей, уменьшите указанные скорости на 2 knots.

Рисунок 5-8 (Лист 1 из 2)

КРЕЙСЕРСКИЕ ЛЕТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

УСЛОВИЯ:

2550 Pounds

Рекомендованный состав рабочей смеси

Барометрическая высота Feet	RPM	НА 20°C НИЖЕ СТАНД. ТЕМП.			СТАНД. ТЕМПЕРАТУРА			НА 20°C ВЫШЕ СТАНД. ТЕМП.		
		% MCP	KTAS	GPH	% MCP	KTAS	GPH	% MCP	KTAS	GPH
8000	2700	83	125	11,1	77	124	10,4	71	123	9,7
	2650	78	122	10,5	72	122	9,9	67	120	9,3
	2600	74	120	10,0	68	119	9,4	64	117	8,9
	2500	65	114	9,1	61	112	8,6	57	111	8,1
	2400	58	108	8,2	54	106	7,8	51	104	7,4
	2300	52	101	7,5	48	99	7,1	46	97	6,8
	2200	46	94	6,8	43	92	6,5	41	90	6,2
10000	2700	78	124	10,5	72	123	9,8	67	122	9,3
	2650	73	122	10,0	68	120	9,4	63	119	8,9
	2600	69	119	9,5	64	117	9,0	60	115	8,5
	2500	62	113	8,7	57	111	8,2	54	109	7,8
	2400	55	106	7,9	51	104	7,5	49	102	7,1
	2300	49	100	7,2	46	97	6,8	44	95	6,5
12000	2650	69	121	9,5	64	119	8,9	60	117	8,5
	2600	65	118	9,1	61	116	8,5	57	114	8,1
	2500	58	111	8,3	54	109	7,8	51	107	7,4
	2400	52	105	7,5	49	102	7,1	46	100	6,8
	2300	47	98	6,9	44	95	6,6	41	92	6,3

ПРИМЕЧАНИЯ

- Максимальный режим работы двигателя при крейсерском полете с использованием рекомендованного состава рабочей смеси составляет 75% от максимального продолжительного режима (MCP). Режимы более 75% MCP указаны для облегчения интерполяции. При работе на режимах более 75% MCP необходимо использовать наиболее обогащенную рабочую смесь.
- Крейсерские скорости приведены для самолета, оборудованного обтекателями. При отсутствии обтекателей, уменьшите указанные скорости на 2 knots.

Рисунок 5-8 (Лист 2)

ГРАФИК ДАЛЬНОСТИ ПОЛЕТА РЕЗЕРВ НА 45 МИНУТ ПОЛЕТА 53 GALLONS ВЫРАБАТЫВАЕМОГО ТОПЛИВА

УСЛОВИЯ:

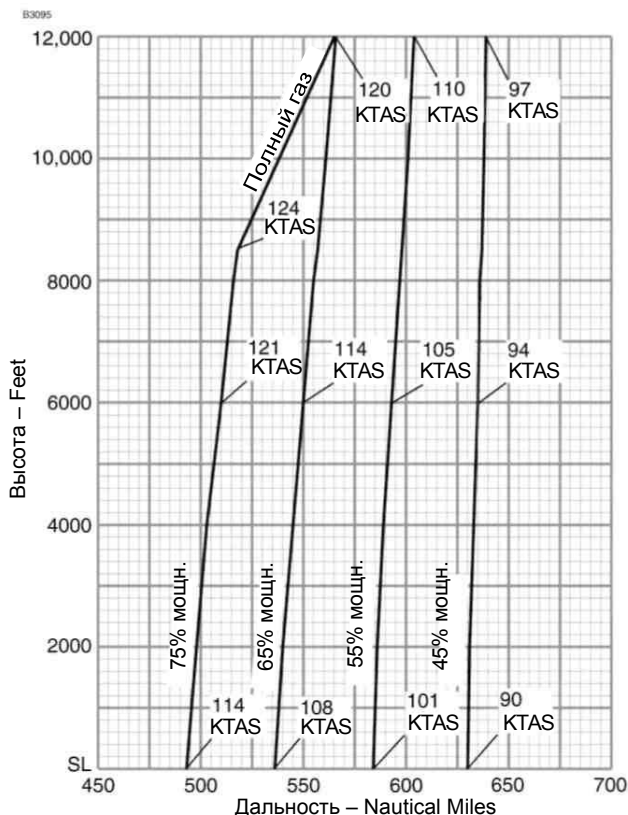
2550 Pounds

Рекомендованный состав рабочей смеси

для крейсерского полета на любой высоте

Стандартная температура

Отсутствие ветра



ПРИМЕЧАНИЯ

- Этот график учитывает расход топлива на запуск двигателя, выруливание, взлет и набор высоты, а также расстояние, требующееся для нормального набора высоты.
- Крейсерские скорости приведены для самолета, оборудованного обтекателями. При отсутствии обтекателей, уменьшите указанные скорости на 2 knots.

Рисунок 5-9

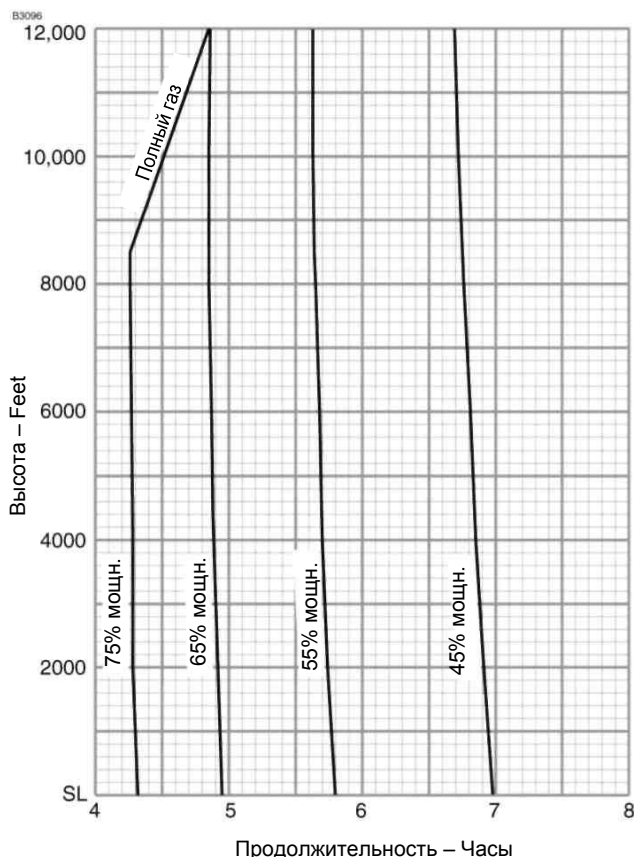
ГРАФИК ПРОДОЛЖИТЕЛЬНОСТИ ПОЛЕТА РЕЗЕРВ НА 45 МИНУТ ПОЛЕТА 53 GALLONS ВЫРАБАТЫВАЕМОГО ТОПЛИВА

УСЛОВИЯ:

2550 Pounds

Стандартная температура

Рекомендованный состав рабочей смеси
для крейсерского полета на любой высоте



ПРИМЕЧАНИЕ

Этот график учитывает расход топлива на запуск двигателя, выруливание, взлет и набор высоты, а также расстояние, требующееся для нормального набора высоты.

Рисунок 5-10

ПОСАДОЧНАЯ ДИСТАНЦИЯ НА КОРОТКОЙ ПЛОЩАДКЕ ПРИ МАССЕ 2550 POUNDS

УСЛОВИЯ:

Закрылки FULL (полн. выпущены): Отсутствие ветра
Режим ХОЛОСТОГО ХОДА Асфальтированная, ровная, сухая ВПП
Максимальное торможение Скорость на высоте 50 ft.: 61 KIAS

Барометрическая высота Feet	0°C		10°C		20°C		30°C		40°C	
	Пробег Feet	Посад. дистанц. с высоты 50 Foot	Пробег Feet	Посад. дистанц. с высоты 50 Foot	Пробег Feet	Посад. дистанц. с высоты 50 Foot	Пробег Feet	Посад. дистанц. с высоты 50 Foot	Пробег Feet	Посад. дистанц. с высоты 50 Foot
Уровень моря	545	1290	565	1320	585	1350	605	1380	625	1415
1000	565	1320	585	1350	605	1385	625	1420	650	1450
2000	585	1355	610	1385	630	1420	650	1455	670	1490
3000	610	1385	630	1425	655	1460	675	1495	695	1530
4000	630	1425	655	1460	675	1495	700	1535	725	1570
5000	655	1460	680	1500	705	1535	725	1575	750	1615
6000	680	1500	705	1540	730	1580	755	1620	780	1660
7000	705	1545	730	1585	760	1625	785	1665	810	1705
8000	735	1585	760	1630	790	1670	815	1715	840	1755

ПРИМЕЧАНИЯ

- Методика выполнения посадки на короткую площадку описана в разделе 4.
- Уменьшите все дистанции на 10% на каждые 9 knots встречного ветра. При попутном ветре до 10 knots увеличьте все дистанции на 10% на каждые 2 knots попутного ветра.
- При выполнении посадки на сухое травяное покрытие увеличьте дистанцию пробега на 45%.
- При посадке с убранными закрылками, увеличьте скорость захода на посадку на 9 KIAS и сделайте допуск на увеличение посадочной дистанции и пробега на 35%.

Рисунок 5-11

МАССА И ЦЕНТРОВКА/ СПИСОК ОБОРУДОВАНИЯ

ОГЛАВЛЕНИЕ

	Страница
Введение	6-3
Процедура взвешивания самолета	6-3
Форма для заполнения при взвешивании самолета	6-5
Образец таблицы для записи данных по массе и центровке	6-7
Масса и центровка	6-8
Закрепление багажа	6-9
Образец расчета загрузки	6-10
График загрузки	6-12
Размещение грузов	6-13
Внутренние размеры кабины	6-14
Диапазон моментов центра тяжести	6-15
Пределы центровки	6-16
Полный список оборудования	6-17/6-18

Страница намеренно оставлена пустой

ВВЕДЕНИЕ

В данном разделе описывается процедура определения стандартной пустой массы и момента самолета. В качестве справочной информации приведены образцы форм для заполнения. Также, в данном разделе приведены методы расчета массы и момента для различных вариантов эксплуатации. Дополнительная информация по процедурам, относящимся к массе и центровке самолета, изложена в Справочном руководстве по массе и центровке воздушных судов (Aircraft Weight and Balance Handbook (FAA-H-8083-1)). В конце данного раздела приведен полный список оборудования, доступного для самолета Cessna.

Индивидуальную информацию по массе, плечу, моменту и установленному оборудованию для данного самолета на момент поставки с завода можно найти в пластиковом конверте, прикрепленном к обратной стороне данного справочного руководства пилота.

ВНИМАНИЕ

ОБЕСПЕЧЕНИЕ ПРАВИЛЬНОЙ ЗАГРУЗКИ САМОЛЕТА ЯВЛЯЕТСЯ ОБЯЗАННОСТЬЮ ПИЛОТА. ЭКСПЛУАТАЦИЯ САМОЛЕТА С ПРЕВЫШЕНИЕМ ПРЕДПИСАННЫХ ОГРАНИЧЕНИЙ МАССЫ И ЦЕНТРОВКИ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К АВАРИИ И СЕРЬЕЗНЫМ ТРАВМАМ ИЛИ ЛЕТАЛЬНОМУ ИСХОДУ.

ПРОЦЕДУРА ВЗВЕШИВАНИЯ САМОЛЕТА

1. Подготовка:

- а) Накачайте пневматики до рекомендованного рабочего давления.
- б) Слейте все топливо из самолета. См. Руководство по техническому обслуживанию.
- в) Проверьте уровень моторного масла и долейте по необходимости, чтобы обеспечить нормальный полный уровень (приблизительно 7 quarts по масляному щупу).
- г) Переместите регулируемые кресла в крайние передние положения.
- д) Поднимите закрылки в полностью убранное положение.
- е) Переведите все рулевые поверхности в нейтральное положение.
- ж) Уберите все необязательные предметы из самолета.

(Продолжение на след. странице)

ПРОЦЕДУРА ВЗВЕШИВАНИЯ САМОЛЕТА

(продолжение)

2. Выравнивание:
 - а) Поставьте платформы весов под каждое колесо (минимальная грузоподъемность весов, 1000 pounds).
 - б) Спустите пневматик переднего колеса и/или опустите или поднимите переднюю опору шасси так, чтобы точно выровнять пузырек в приборе проверки уровня (см. рис. 6-1, лист 1).
3. Взвешивание:
 - а) Проведите взвешивание самолета в закрытом ангаре, чтобы избежать погрешностей, вызванных воздушными потоками.
 - б) Запишите значения массы самолета на каждом весах при ровном положении самолета и отпущенных тормозах. Отнимите вес тары, при наличии, из каждого записанного значения.
4. Измерение:
 - а) Получите значение А, проведя измерение по горизонтальной оси (вдоль осевой линии самолета) от линии, проведенной между центральными точками основных колес, до отвеса, опущенного от противопожарной перегородки.
 - б) Получите значение В, проведя измерение по горизонтальной оси, параллельно осевой линии самолета, от центра оси переднего колеса, с левой стороны, до отвеса, опущенного от линии между центральными точками основных колес. Повторите измерение с правой стороны и рассчитайте среднее значение результатов измерений.
5. Используя значения веса, рассчитанные в пункте 3, и значения, полученные в пункте 4, можно определить стандартную пустую массу и центр тяжести самолета, выполнив вычисления в соответствии с рис. 6-1 (лист 2).
6. Изменения массы и центровки самолета, произошедшие вследствие каких-либо модификаций или ремонтов конструкции самолета, должны документироваться в соответствующей форме в справочном руководстве пилота, как показано на рис. 6-2.
7. Определение новой стандартной пустой массы и плеча центра тяжести на основе фактической массы самолета (по результатам взвешивания) необходимо после выполнения капитального ремонта или значительных модификаций конструкции самолета. Рекомендуется проводить взвешивание самолета для подтверждения стандартной пустой массы и плеча центра тяжести не реже, чем каждые 5 лет.

ФОРМА ДЛЯ ЗАПОЛНЕНИЯ ПРИ ВЗВЕШИВАНИИ САМОЛЕТА



ПРИМЕЧАНИЕ

Обеспечение правильной загрузки самолета является обязанностью пилота.

0510T1005

Рисунок 6-1 (Лист 1 из 2)

ФОРМА ДЛЯ ЗАПОЛНЕНИЯ ПРИ ВЗВЕШИВАНИИ САМОЛЕТА

B4073

Определение центра тяжести при нахождении самолета на шасси

$$X \text{ (Inches назад от опорной плоскости)} = A - \frac{\text{Масса на переднем колесе} \times B}{\text{Общая масса}^*}$$

* (Масса на переднем колесе + масса на левом колесе + масса на правом колесе)

Определение САХ в процентном соотношении

$$\text{Положение центра тяжести в процентах САХ} = \frac{(\text{Плечо центра тяжести самолета}) - 25,90}{0,5880}$$

Место установки уровня

Продольное выравнивание – левая сторона хвостового обтекателя на FS 108.00 и 142.00

Измерение значений А и В

Измерьте значения А и В согласно инструкциям в справочном руководстве пилота, чтобы упростить определение центра тяжести самолета, взвешиваемого на посадочных шасси.

Значения при взвешивании самолета

Положение	Показание на весах	Отклонение весов	Тара	Вес нетто
Левое колесо				
Правое колесо				
Переднее колесо				
Общая масса самолета по результатам взвешивания				

Стандартная пустая масса и центр тяжести

Объект	Масса Pounds	Плечо центра тяжести (Inches)	Момент (Inch-Pounds/1000)
Самолет (по результатам расчета или взвешивания) (включая вес всех не сливаемых жидкостей и моторного масла)			
Сливаемое невырабатываемое топливо, 6,0 pounds на gallon – (3 gallons)	18,0	46,00	0,83
Стандартная пустая масса			

Рисунок 6-1 (Лист 2)

B3099

(Архив данных по изменениям конструкции или оборудования, влияющим на массу и центровку)

[illegible]

0585T1009

Рисунок 6-2

МАССА И ЦЕНТРОВКА

Информация, приведенная ниже, поможет Вам эксплуатировать Ваш самолет Cessna в пределах предписанных ограничений по массе и центровке. Для определения массы и центровки используйте «Образец расчета загрузки» (рис. 6-3), «График загрузки» (рис. 6-4), и «Диапазон моментов центра тяжести» (рис. 6-7) следующим образом: Введите соответствующие значения стандартной пустой массы и момента/1000, взятые из записей по массе и центровке Вашего самолета в колонку ВАШ САМОЛЕТ на «Образец расчета загрузки».

ПРИМЕЧАНИЕ

Кроме значений стандартной пустой массы и момента в эти записи также включено значение плеча центра тяжести (FS), но оно не является необходимым для расчета центровки. Указанное в записях значение момента необходимо разделить на 1000 и использовать полученное значение «момент/1000» для расчета загрузки.

Используйте «График загрузки» для определения значения момент/1000 для каждой единицы дополнительного оборудования, установленного на самолет; затем, внесите эти данные в таблицу «Образца расчета загрузки».

ПРИМЕЧАНИЕ

Информация на графике загрузки о пилоте, пассажирах и багаже приведена для условия нахождения кресел в положении для размещения среднестатистических пилота и пассажиров и загрузки багажа по центру багажных отсеков, как показано на диаграмме «Размещение грузов». При загрузке, отличающейся от указанной, в таблице «Образец расчета загрузки» предусмотрены графы с указанием положений этих элементов (FS), соответствующих предельным (передним и задним) положениям их центров тяжести (ограничения по перемещению кресел и грузов в багажном отсеке). Дополнительная информация по загрузке приведена на рис. 6-5 и 6-6. Расчеты дополнительных моментов на основании фактической массы и плеча центра тяжести (FS) загружаемых элементов необходимы, если положение груза отличается от указанного в «Графике загрузки».

Суммируйте массы и моменты/1000 и нанесите полученные значения на график «Диапазон моментов центра тяжести», чтобы определить, не выходит ли итоговая точка на графике за пределы допустимых значений, и является ли загрузка допустимой для выполнения полета.

(Продолжение на след. странице)

МАССА И ЦЕНТРОВКА (продолжение)

ЗАКРЕПЛЕНИЕ БАГАЖА

В комплекте стандартного оборудования самолета поставляется нейлоновая сетка с четырьмя крепежными ремнями, которая используется для закрепления багажа на полу кабины за задним креслом (багажное отделение А) и в заднем багажном отсеке (багажное отделение В). Шесть болтов с проушинами используются в качестве точек крепления сетки. Два болта с проушинами для передних крепежных ремней закреплены на полу кабины у каждой боковой стенки, немного впереди от двери багажного отсека, приблизительно у FS 90; два болта с проушинами установлены на полу кабины немного внутрь от каждой боковой стенки, приблизительно у FS 107; два болта с проушинами расположены под задним окном у каждой боковой стенки, приблизительно у FS 107. Трафарет на двери багажного отсека определяет ограничения веса в багажных отделениях.

Когда только багажное отделение А используется для багажа, два передних закрепленных на полу болта и два задних закрепленных на полу болта (или два болта под задним окном) могут быть использованы, в зависимости от высоты багажа. При наличии багажа только в багажном отделении В, необходимо использовать задние, закрепленные на полу болты и болты под задним окном. При наличии багажа в обоих отделениях, необходимо использовать все шесть болтов.

ОБРАЗЕЦ РАСЧЕТА ЗАГРУЗКИ

ОПИСАНИЕ ЭЛЕМЕНТА	ТАБЛИЧНЫЕ ДАННЫЕ ПО МАССЕ И МОМЕНТУ			
	ОБРАЗЦОВЫЙ САМОЛЕТ		ВАШ САМОЛЕТ	
	Масса (lbs)	Момент (lb-ins/ 1000)	Масса (lbs)	Момент (lb-ins/ 1000)
1 – Стандартная пустая масса (Используйте данные, относящиеся к вашему самолету с текущим оборудованием. Данная масса включает массу невырабатываемого топлива и полную массу моторного масла)	1642	62,6		
2 – Вырабатываемое топливо (Из расчета 6 Lbs./Gal.)				
- Стандартное количество топлива – максимум 53 Gallons				
- Уменьшенное количество топлива – 35 Gallons	210	10,1		
3 – Пилот и передний пассажир (FS 34-46)	340	12,6		
4 – Задние пассажиры (FS 73)	310	22,6		
5 – *Багажное отделение "А" (FS 82-108) Максимум 120 Pounds	56	5,3		
6 – *Багажное отделение "В" (FS 108 - 142) Максимум 50 Pounds				
7 – РУЛЕЖНАЯ МАССА И МОМЕНТ	2558	113,2		
8 – Запас топлива для запуска двигателя, выруливания и разгона	-8,0	-0,4		
9 – ВЗЛЕТНАЯ МАССА И МОМЕНТ (Вычесть значения пункта 8 из значений пункта 7)	2550	112,8		

10 – Поместите полученное значение (2550 при 112,8) на диаграмму «Диапазон моментов центра тяжести», и если данная точка на диаграмме не выходит за очерченные допустимые пределы, загрузка является допустимой.

*Максимально допустимый общий вес для багажных отделений А и В – 120 pounds.

Рисунок 6-3 (Лист 1 из 2)

ОБРАЗЕЦ РАСЧЕТА ЗАГРУЗКИ

[illegible]

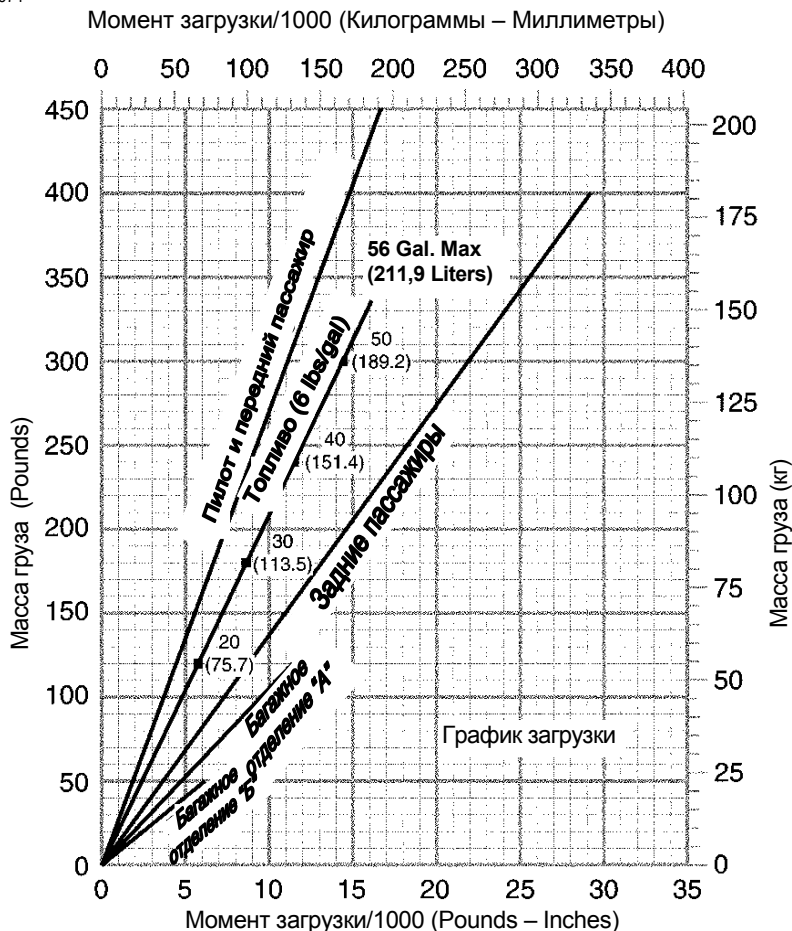
ПРИМЕЧАНИЕ

Если при эксплуатации самолета используются несколько конфигураций загрузки, может понадобиться заполнение одной или более приведенных выше колонок для обеспечения быстрого доступа к необходимым значениям.

Рисунок 6-3 (Лист 2)

ГРАФИК ЗАГРУЗКИ

B4074



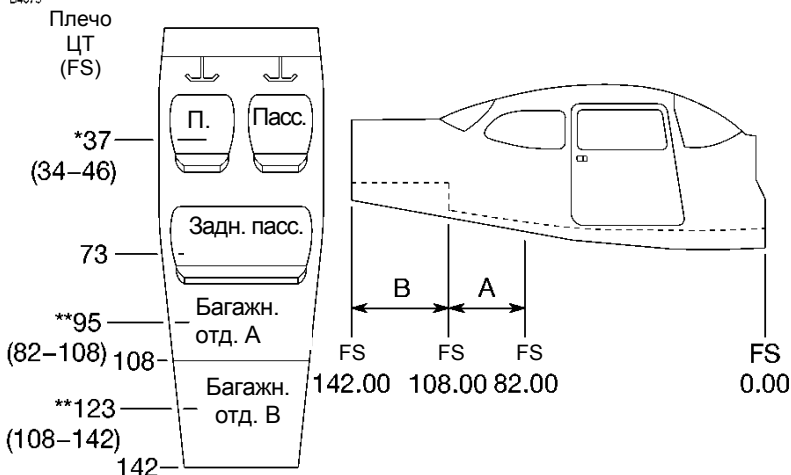
ПРИМЕЧАНИЕ

Линия, представляющая момент регулируемых кресел, показывает положение центра тяжести кресел пилота и переднего пассажира, установленных для размещения среднестатистического человека. Смотрите диаграмму «Размещение грузов» для получения предельных значений положения центра тяжести кресел пилота и пассажира.

Рисунок 6-4

РАЗМЕЩЕНИЕ ГРУЗОВ

B4075



* Положение центра тяжести регулируемых кресел пилота и переднего пассажира приведено для размещения среднестатистического пилота и пассажира. Числа в скобках обозначают предельные передние и задние положения центра тяжести кресел.

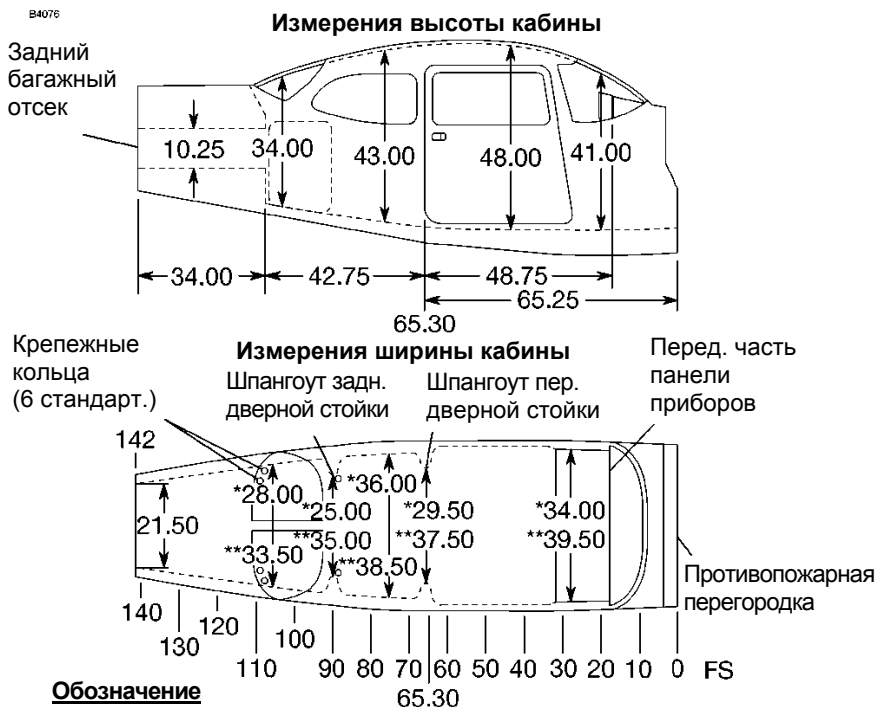
**Показано плечо, измеренное до середины багажных отделений.

ПРИМЕЧАНИЯ

- Плечо центра тяжести вырабатываемого топлива находится у FS 48.00.
- Задняя ступенька багажного отделения (приблизительно FS 108.00) или задняя стенка багажного отделения (приблизительно FS 142.00) может быть использована как подходящая внутренняя точка отсчета для точного определения FS багажного отделения.
- Чтобы обеспечить соответствие загрузки самолета требованиям многоцелевой категории, может понадобиться снятие задних пассажирских сидений с самолета. Соответствующие значения массы и плеча приведены на рис. 6-9.

Рисунок 6-5

ВНУТРЕННИЕ РАЗМЕРЫ КАБИНЫ



Обозначение

- * Пол кабины
** Нижняя линия окон

Размеры дверных проемов

	Шир. (Верх.)	Шир. (Ниж.)	Выс. (Пер.)	Выс. (Задн.)
Дверь в кабину	32,00	37,00	40,50	39,00
Дверь в баг. отсек	15,25	15,25	22,00	21,00

0585T1023
0585T1004

ПРИМЕЧАНИЯ

- Максимально допустимая масса груза на полу самолета составляет 200 pounds на square foot.
- Все размеры приведены в inches.

Рисунок 6-6

ДИАПАЗОН МОМЕНТОВ ЦЕНТРА ТЯЖЕСТИ

B4077

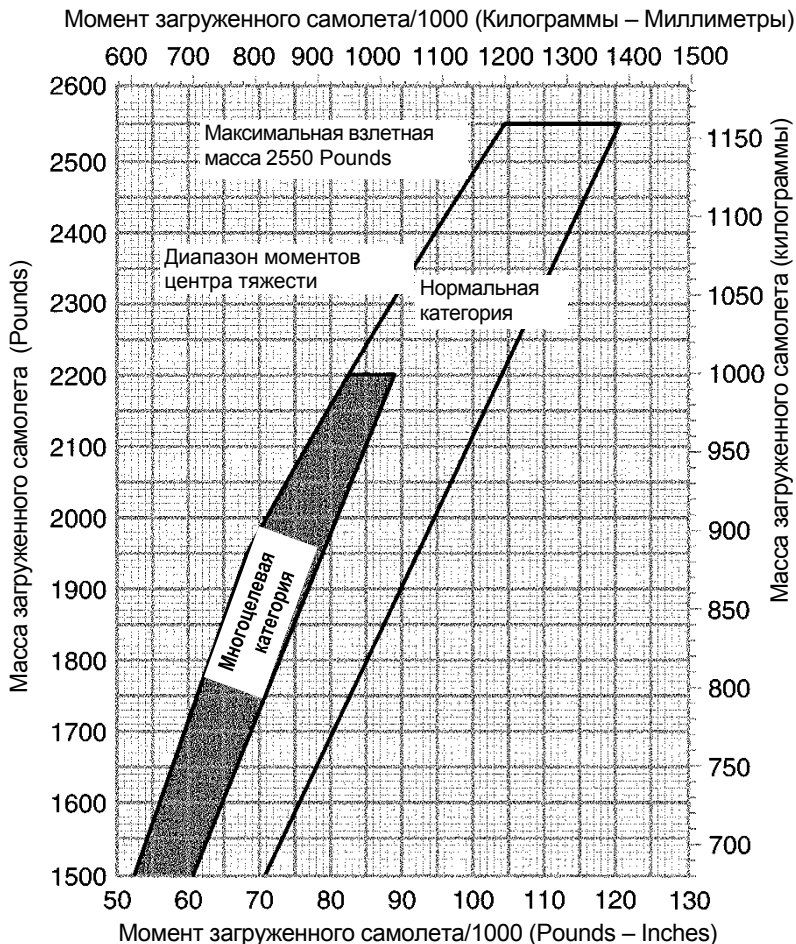


Рисунок 6-7

ПРЕДЕЛЫ ЦЕНТРА ТЯЖЕСТИ

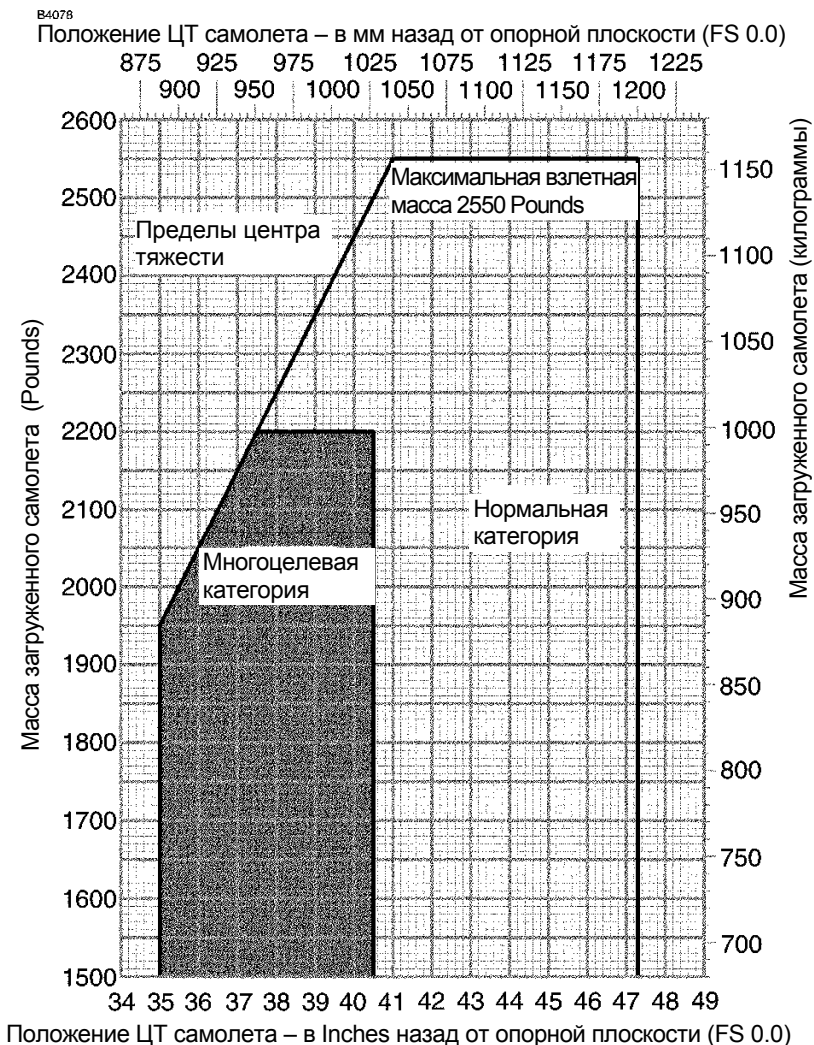


Рисунок 6-8

ПОЛНЫЙ СПИСОК ОБОРУДОВАНИЯ

Рис. 6-9 представляет собой полный список всего оборудования Cessna, доступного для модели 172S, укомплектованной системой Garmin G1000 и автопилотом GFC 700 (при наличии) (Серийные номера 172S10468, 172S10507, 172S10640, 172S10656 и далее). Данный полный список оборудования предоставляет следующую информацию в виде таблицы:

В графе **№ элемента** приводится кодовый номер каждого элемента. Две первые цифры номера представляют собой идентификационный номер элемента согласно Air Transport Association Specification 100 (классификации Американской ассоциации воздушного транспорта) (11 для краски и трафаретов; 24 для элементов системы электропитания; 77 для системы индикации двигателей и т.д.). Эти кодовые номера также соответствуют номерам глав Руководства по техническому обслуживанию самолета. После первых двух цифр следует уникальный порядковый номер (01, 02, 03 и т.д.). После порядкового номера находится добавочный буквенный индекс для обозначения обязательного, стандартного или поставляемого на заказ элемента.

Буквы индекса обозначают следующее:

- R = Элементы или оборудование, обязательные для сертификации FAA (14 CFR 23 или 14 CFR 91).
- S = Стандартное оборудование.
- O = Оборудование, поставляемое на заказ для замены обязательного или стандартного оборудования.
- A = Оборудование, поставляемое на заказ в дополнение к обязательному или стандартному оборудованию.

В графе **ОПИСАНИЕ ОБОРУДОВАНИЯ** приводится наименование каждого элемента, чтобы помочь определить его функцию.

В графе **ЧЕРТЕЖ** приводится номер соответствующего данному элементу чертежа Cessna.

ПРИМЕЧАНИЕ

При установке дополнительного оборудования, ее необходимо выполнять в соответствии с чертежом, эксплуатационным бюллетенем или при получении особого одобрения FAA.

В графах **МАССА LBS** и **ПЛЕЧО INS** приводится информация о массе (в pounds) и плече (в inches) оборудования.

ПРИМЕЧАНИЯ

- Если не указано другое, приведены действительные значения массы и плеча (не значения массы нетто). Положительное плечо – расстояние назад от опорной плоскости самолета; отрицательное плечо – расстояние вперед от опорной плоскости.
- Звездочки (*) в графах массы и плеча обозначают законченную установку оборудования в сборе. Некоторые основные элементы оборудования в сборе перечисляются в следующих строках. Сумма значений для этих основных элементов не обязательно равняется значению для оборудования в сборе.



Страница намеренно оставлена пустой

№ ЭЛЕМЕНТА	ОПИСАНИЕ ОБОРУДОВАНИЯ	ЧЕРТЕЖ	МАССА LBS	ПЛЕЧО INS.
11 – КРАСКА И ТРАФАРЕТЫ				
11-01-S	КРАСКА, БЕЛАЯ С ЦВЕТНЫМИ ПОЛОСАМИ - ОБЩИЙ БЕЛЫЙ ЦВЕТ - ЦВЕТНЫЕ ПОЛОСЫ	0500531	19,2* 18,4 0,8	95,4* 91,5 135,9
21 – СИСТЕМА КОНДИЦИОНИРОВАНИЯ				
21-01-S	ВОЗДУШНЫЕ ВЕНТИЛЯТОРЫ КАБИНЫ, РЕГУЛИРУЕМЫЕ	0513575-2	1,7	60,0
21-02-S	СИСТЕМА ОБОГРЕВА КАБИНЫ, С ОТБОРОМ ВОЗДУХА ИЗ КОЖУХА ВЫХЛОПНОЙ ТРУБЫ	0550365	2,5	-20,75
21-03-R	ПЕРЕДНИЙ ВЕНТИЛЯТОР ОБДУВА АВИОНИКИ – MC24B3	3930379	0,5	12,7
21-04-R	ЗАДНИЙ ВЕНТИЛЯТОР ОБДУВА АВИОНИКИ	3940397	1,1	109,0
22 – АВТОПИЛОТ				
22-01-O	АВТОПИЛОТ GFC 700 - СЕРВОПРИВОД ТАНГАЖА - СЕРВОПРИВОД ТРИММЕРА ТАНГАЖА - СЕРВОПРИВОД КРЕНА	3940475 3940475 3940474	6,9 2,3 2,3 2,3	118,5 150,6 150,6 54,2
23 – СИСТЕМА СВЯЗИ				
23-01-S	СТАТИЧЕСКИЕ РАЗРЯДНИКИ (10 ШТ.)	0501048-1	0,4	143,2
23-02-R	АУДИОСИСТЕМА/СИСТЕМА ВНУТРЕННЕЙ СВЯЗИ/МАРКЕРНЫЙ РАДИОМАЯК - АУДИОПАНЕЛЬ GMA 1347 - АНТЕННА МАРКЕРНОГО РАДИОМАЯКА CI-102	3930377 3960188	1,7 0,5	16,3 129,0
23-03-R	КОМПЬЮТЕР NAV/COM/GPS #1 - ВСТРОЕННЫЙ БЛОК АВИОНИКИ GIA 63W - VHF СОММ/GPS АНТЕННА CI 2580-200	3921165 3940397 3960220	4,9 0,5	113,3 61,2
23-04-S	КОМПЬЮТЕР NAV/COM/GPS #2 - ВСТРОЕННЫЙ БЛОК АВИОНИКИ GIA 63W - VHF СОММ/GPS АНТЕННА CI 2580-200 - АНТЕННА CI 420-10 XM	3921165 3940397 3960220 3960233	4,9 0,5 0,5	113,3 61,2 43,5
24 – ЭЛЕКТРОСИСТЕМА				
24-01-R	ГЕНЕРАТОР, 28 В, 60 А, -9910591-11	0550365	10,0	-29,0
24-02-R	АКК. БАТАРЕЯ, 24 В, 8,0 АМПЕР ЧАС	0518034	23,2	-5,0
24-03-R	РАСПРЕДЕЛИТЕЛЬНЫЙ МОДУЛЬ – S3100-366 - БЛОК УПРАВЛЕНИЯ ГЕНЕРАТОРОМ – AC2101 - ГЛАВНЫЙ КОНТАКТОР – X61-0007 - ПУСКОВОЙ КОНТАКТОР – X61-0027 - АМПЕРМЕТР – CS3200	0518034 0518034 0518034 0518034	6,4* 0,2 0,7 0,7 0,1	-2,5* -2,5 -2,5 -2,0
24-04-S	АКК. БАТАРЕЯ, РЕЗЕРВНАЯ – AVT 200413	0518025	14,0	11,2

Рисунок 6-9 (Лист 1 из 6)

№ ЭЛЕМЕНТА	ОПИСАНИЕ ОБОРУДОВАНИЯ	ЧЕРТЕЖ	МАССА LBS	ПЛЕЧО INS.
25 – ОБОРУДОВАНИЕ В САЛОНЕ				
25-01-R	КРЕСЛО ПИЛОТА, РЕГУЛИРУЕМОЕ, ЧЕХОЛ ИЗ ТКАНИ/ВИНИЛА	0719025-1	33,8	41,5
25-02-O	КРЕСЛО ПИЛОТА, РЕГУЛИРУЕМОЕ, ЧЕХОЛ ИЗ КОЖИ/ВИНИЛА	0719025-4	34,3	41,5
25-03-S	КРЕСЛО ПЕРЕДНЕГО Пассажира, РЕГУЛИРУЕМОЕ, ЧЕХОЛ ИЗ ТКАНИ/ВИНИЛА	0719025-1	33,8	41,5
25-04-O	КРЕСЛО ПЕРЕДНЕГО Пассажира, РЕГУЛИРУЕМОЕ, ЧЕХОЛ ИЗ КОЖИ/ВИНИЛА	0719025-4	34,3	41,5
25-05-S	КРЕСЛО ЗАДНЕГО Пассажира, НЕРАЗЪЕМНАЯ СПИНКА, ЧЕХОЛ ИЗ ТКАНИ/ВИНИЛА	0719028-1	50,0	82,0
25-06-O	КРЕСЛО ЗАДНЕГО Пассажира, НЕРАЗЪЕМНАЯ СПИНКА, ЧЕХОЛ ИЗ КОЖИ/ВИНИЛА	0719028-2	51,0	82,0
25-07-R	РЕМЕНЬ БЕЗОПАСНОСТИ И ПЛЕЧЕВОЙ РЕМЕНЬ, ИНЕРЦИОННАЯ КАТУШКА, АВТОРЕГУЛИРОВКА, ДЛЯ КРЕСЕЛ ПИЛОТА И ПЕРЕДНЕГО Пассажира	0519031-1	5,2	50,3
25-08-S	РЕМЕНЬ БЕЗОПАСНОСТИ И ПЛЕЧЕВОЙ РЕМЕНЬ, ИНЕРЦИОННАЯ КАТУШКА, АВТОРЕГУЛИРОВКА, ДЛЯ ЗАДНИХ КРЕСЕЛ	0519031-1	5,2	87,8
25-09-S	СОЛНЦЕЗАЩИТНЫЙ КОЗЫРЕК (2 ШТ.)	0514166-2	1,1	32,8
25-10-S	СЕТКА ДЛЯ ЗАКРЕПЛЕНИЯ БАГАЖА	2015009-7	0,5	95,0
25-11-S	КРЕПЕЖНЫЕ КОЛЬЦА ДЛЯ ГРУЗА (6 ШТ.)	0515055-6	0,2	95,0
25-12-S	ВОДИЛО ДЛЯ ПЕРЕДНЕГО ШАССИ (В СЛОЖЕННОМ ВИДЕ)	0501019-1	1,7	124,0
25-13-R	СПРАВОЧНОЕ РУКОВОДСТВО ПИЛОТА И РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ, ОДОБРЕННОЕ FAA (В КАРМАНЕ НА СПИНКЕ КРЕСЛА ПЕРЕДНЕГО Пассажира)	0500832-1	2,2	50,0
25-14-R	СПРАВОЧНОЕ РУКОВОДСТВО ПИЛОТА GARMIN G1000 (В КАРМАШКЕ БОКОВОЙ ПАНЕЛИ КАБИНЫ)		1,5	15,0
25-15-O	ДЕРЖАТЕЛЬ ДЛЯ СХЕМЫ ЗАХОДА НА ПОСАДКУ	0715083-1	0,1	22,0
25-16-S	ЧАШКА ДЛЯ ОТБОРА ПРОБ ТОПЛИВА (В КАРМАНЕ НА СПИНКЕ КРЕСЛА ПИЛОТА)	S2107-1	0,1	50,0
25-17-S	ARTEX ME406 – 2-ЧАСТОТНЫЙ АВАРИЙНЫЙ РАДИОМАЯК	3940458-1	2,6*	134,6*
25-18-O	- ПЕРЕДАТЧИК РАДИОМАЯК	ME406	2,1	135,5
	- АНТЕННА И КАБЕЛЬ	110-338	0,5	130,0
	ARTEX S406-N – 3-ЧАСТОТНЫЙ АВАРИЙНЫЙ РАДИОМАЯК	3940460-1	5,1*	135,0*
	- ПЕРЕДАТЧИК РАДИОМАЯК	S406-N	4,6	135,5
	- АНТЕННА И КАБЕЛЬ	110-338	0,5	130,0

Рисунок 6-9 (Лист 2)

№ ЭЛЕМЕНТА	ОПИСАНИЕ ОБОРУДОВАНИЯ	ЧЕРТЕЖ	МАССА LBS	ПЛЕЧО INS.
26 – ПРОТИВОПОЖАРНАЯ ЗАЩИТА				
26-01-S	ОГНЕТУШИТЕЛЬ - ОГНЕТУШИТЕЛЬ, РУЧНОГО ТИПА - ФИКСАТОР И КОМПЛЕКТУЮЩЕЕ ОБОРУДОВАНИЕ	0501011-2 A352GS 1290010-1	5,3* 4,8 0,5	43,0* 44,0 42,2
27 – ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ ПОЛЕТОМ				
27-01-S	ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ, ПРАВОЕ КРЕСЛО - ШТУРВАЛ, ДЛЯ ВТОР. ПИЛОТА - ПЕДАЛИ РУЛЯ НАПРАВЛЕНИЯ И ТОРМОЗА, ДЛЯ ВТОРОГО ПИЛОТА	0506008-1 0513576-4 0510402-16	5,5* 2,6 1,1	12,4* 26,0 6,8
27-02-A	УДЛИНИТЕЛЬ ПЕДАЛЕЙ РУЛЯ НАПРАВЛЕНИЯ (2 ШТ.) (ПЛЕЧО В УСТАНОВЛЕННОМ ПОЛОЖЕНИИ)	0501082-1	2,9	8,0
28 – ТОПЛИВО				
28-01-R	РЕЗЕРВНЫЙ ТОПЛИВНЫЙ НАСОС – 5100-00-4	0516015	1,9	9,5
28-02-R	ДАТЧИК ТОПЛИВА – 76-207-3	0522644	0,9	47,4
30 – ЗАЩИТА ПРОТИВ ОБЛЕДЕНЕНИЯ И ДОЖДА				
30-01-S	ОБОГРЕВАТЕЛЬ ПРИЕМНИКА ВОЗДУШНОГО ДАВЛЕНИЯ	0523080	0,1	28,0
31 – СИСТЕМА ИНДИКАЦИИ/ЗАПИСИ				
31-01-S	СЧЕТЧИК НАРАБОТКИ – C664503-0103	0506009	0,5	16,1
31-02-R	ПНЕВМАТИЧЕСКАЯ СИСТЕМА СИГНАЛИЗАЦИИ КРИТИЧЕСКИХ УГЛОВ АТАКИ	0523112	0,4	28,5
31-03-R	GEA 71 БЛОК ДВИГАТЕЛЬ/САМОЛЕТ	3930377	2,2	11,4
31-04-R	GTR 59 ДАТЧИК ТЕМПЕРАТУРЫ НАРУЖНОГО ВОЗДУХА	0518006	0,1	41,5
32 – ПОСАДОЧНОЕ ШАССИ				
32-01-R	ТОРМОЗ И ПНЕВМАТИК ОСНОВНОГО КОЛЕСА, 6.00 X 6 (2) - КОЛЕСО В СБОРЕ (КАЖДОЕ) - ТОРМОЗ В СБОРЕ (КАЖДЫЙ) - ПНЕВМАТИК, 6-СЛОЙНЫЙ, 6.00 X 6, BLACKWALL (КАЖДЫЙ) - КАМЕРА, (КАЖДАЯ)	0541200-7, - 8 C163001- 0104 C163030- 0111 C262003- 0101 C262023- 0102	34,4* 6,2 1,8 7,9 1,3	57,8* 58,2 54,5 58,2 58,2
32-02-R	ПЕРЕДНЕЕ КОЛЕСО И ПНЕВМАТИК В СБОРЕ, 5.00 X 5 - КОЛЕСО В СБОРЕ - ПНЕВМАТИК, 6-СЛОЙНЫЙ, 5.00 X 5, BLACKWALL - КАМЕРА	0543062-17 1241156-12 C262003- 0202 C262023- 0101	9,5* 3,5 4,6 1,4	-6,8* -6,8 -6,8 -6,8
32-03-S	КОЛЕСНЫЙ ОБТЕКАТЕЛЬ И УСТАНОВОЧНЫЕ ЭЛЕМЕНТЫ - ПЕРЕДНИЙ КОЛЕСНЫЙ ОБТЕКАТЕЛЬ - КОЛЕСНЫЕ ОБТЕКАТЕЛИ ОСНОВНЫХ КОЛЕС (2 ШТ.) - ТОРМОЗНЫЕ ОБТЕКАТЕЛИ (2 ШТ.) - УСТАНОВОЧНАЯ ПЛИТА (2 ШТ.)	0541225-1 0543079-3 0541223-1, - 2 0541224-1, - 2 0541220-1, - 2	16,5* 3,5 10,1 1,1 0,8	48,1* -3,5 61,1 55,6 59,5

Рисунок 6-9 (Лист 3)

№ ЭЛЕМЕНТА	ОПИСАНИЕ ОБОРУДОВАНИЯ	ЧЕРТЕЖ	МАССА LBS	ПЛЕЧО INS.
33 – ОСВЕЩЕНИЕ				
33-01-S	ЛАМПА ОСВЕЩЕНИЯ КАРТЫ НА ШТУРВАЛЕ	0706015	0,2	21,5
33-02-S	ФОНАРИ ОСВЕЩЕНИЯ ПОД КРЫЛОМ	0521101-8	0,5	61,0
33-03-S	ПРОБЛЕСКОВЫЙ МАЯК	0506003-6	1,4	240,7
33-04-R	СТРОБОСКОПИЧЕСКИЕ ОГНИ	0723628	3,4	43,3
33-05-S	ПОСАДОЧНЫЕ И РУЛЕЖНЫЕ ФАРЫ	0523029-7	2,4	28,7
34 – НАВИГАЦИЯ				
34-01-R	РЕЗЕРВНЫЙ УКАЗАТЕЛЬ ВОЗДУШНОЙ СКОРОСТИ – S3325-6	0506009	0,7	16,2
34-02-R	РЕЗЕРВНЫЙ АВИАГОРИЗОНТ – S3325-2	0501135	2,2	14,0
34-03-R	РЕЗЕРВНЫЙ ВЫСОТОМЕР, ЧУВСТВИТЕЛЬНОСТЬЮ 20 FOOT, INCHES OF MERCURY AND MILLBARS – S3827-1	0506009	0,9	14,0
34-04-S	РЕЗЕРВНЫЙ ПРИЕМНИК СТАТИЧЕСКОГО ДАВЛЕНИЯ	0501017-1	0,2	15,5
34-05-R	КОМПАС, МАГНИТНЫЙ	0513262-3	0,5	18,0
34-06-R	УВД ОТВЕТЧИК	3940397		
	- ТРАНСПОНДЕР GTX-33	3910317	3,6	134,0
34-07-R	- АНТЕННА ТРАНСПОНДЕРА CI 105-16	3960191	0,4	86,3
	ОСНОВНОЙ ПИЛОТАЖНЫЙ ДИСПЛЕЙ	3930377		
	- ГРАФИЧЕСКИЙ ДИСПЛЕЙ	3910317	6,3	16,4
34-08-R	МНОГОФУНКЦИОНАЛЬНЫЙ ДИСПЛЕЙ	3930377		
	- ГРАФИЧЕСКИЙ ДИСПЛЕЙ	3910317	6,3	16,4
34-09-R	ДАТЧИК КУРСОВЕРТИКАЛИ (AHRS)	3940397		
	- КУРСОВЕРТИКАЛЬ GRS 77	3910317	2,4	134,0
	- МАГНИТОМЕТР GMU 44	3940398	0,4	52,7
34-10-R	ВЫЧИСЛИТЕЛЬ ВОЗДУШНЫХ СИГНАЛОВ	3940397		
	- КОМПЬЮТЕР ВОЗДУШНЫХ СИГНАЛОВ GDC 74A	3910317	1,7	11,4
34-11-S	ПЕРЕДАТЧИК ДАННЫХ GDL-69A	3940397	1,9	112,8
34-12-O	АВТОМАТИЧЕСКИЙ РАДИОКОМПАС (ADF)			
	- ПРИЕМНИК РАДИОКОМПАСА KR 87	3930494	3,2	12,1
	- АНТЕННА РАДИОКОМПАСА	3960187	4,2	39,3
34-13-O	ДАЛЬНОМЕР (DME)			
	- ДИСТАНЦИОННЫЙ DME KN 63	3940448	2,8	154,0
	- DME АНТЕННА CI 105-16	3960231	0,4	114,5

Рисунок 6-9 (Лист 4)

№ ЭЛЕМЕНТА	ОПИСАНИЕ ОБОРУДОВАНИЯ	ЧЕРТЕЖ	МАССА LBS	ПЛЕЧО INS.
37 – ВАКУУМНАЯ СИСТЕМА				
37-01-R	ВАКУУМНЫЙ НАСОС С ПРИВОДОМ ОТ ДВИГАТЕЛЯ - ВАКУУМНЫЙ НАСОС – AA3215CC - КОЖУХ ОХЛАЖДЕНИЯ - ФИЛЬТР - ВАКУУМНЫЙ РЕГУЛЯТОР	0501135 1201998-1 1201075-2 AA2H3-2	2,1 0,2 0,3 0,5	-5,0 -5,6 2,0 2,0
37-02-R	ВАКУУМНЫЙ ДАТЧИК – P165-5786	0501135	0,3	10,3
53 – ФЮЗЕЛЯЖ				
53-01-S	ПОДНОЖКИ И РУЧКИ ДЛЯ ЗАПРАВКИ ТОПЛИВА	0513415-2	1,7	16,3
56 – ОКНА				
56-01-S	ОКНО, ПОВОРОТНОЕ, ПРАВОЕ	0517001-40	2,3*	48,0
56-02-S	ОКНО, ПОВОРОТНОЕ, ЛЕВОЕ	0517001-39	2,3*	48,0
61 – ВИНТ				
61-01-R	ВИНТ ПОСТОЯННОГО ШАГА, В СБОРЕ - ВИНТ МССAULEY 76 INCH	0550320-18 IA170E/JHA7660	38,8* 35,0	-38,2* -38,4
61-02-R	- ВТУЛКА ВИНТА МССAULEY 3,5 INCH	C5464	3,6	-36,0
	КОК ВИНТА	0550320-11	1,8*	-41,0*
	- КУПОЛ КОКА В СБОРЕ	0550236-14	1,0	-42,6
	- ПЕРЕДНЯЯ КРЫШКА КОКА	0552231-1	0,3	-40,8
	- ЗАДНЯЯ КРЫШКА КОКА	0550321-10	0,4	-37,3
71 – СИЛОВАЯ УСТАНОВКА				
71-01-R	ФИЛЬТР ЗАБОРА ВОЗДУХА	0550365	0,3	-27,5
71-02-O	КОМПЛЕКТ ДЛЯ ЭКСПЛУАТАЦИИ В ЗИМНИХ УСЛОВИЯХ (В УПАКОВАННОМ ВИДЕ) (ПЛЕЧО В УСТАНОВЛЕННОМ ПОЛОЖЕНИИ)	0501128-3	0,8*	-20,3*
	- ТРУБКА СУФЛЕРА	0552011	0,4	-13,8
	- КРЫШКИ ВПУСКНОГО ДЕФЛЕКТОРА (УСТАНОВЛЕНЫ)	0552229-3, -4	0,3	-32,0
	- КРЫШКИ ВПУСКНОГО ДЕФЛЕКТОРА (В УПАКОВАННОМ ВИДЕ)	0552229-3, -4	0,3	95,0
72 – ДВИГАТЕЛЬ				
72-01-R	ДВИГАТЕЛЬ, LYCOMING IO-360-L2A	0550365	297,8*	-18,6*

Рисунок 6-9 (Лист 5)

№ ЭЛЕМЕНТА	ОПИСАНИЕ ОБОРУДОВАНИЯ	ЧЕРТЕЖ	МАССА LBS	ПЛЕЧО INS.
	73 – ТОПЛИВНАЯ СИСТЕМА ДВИГАТЕЛЯ			
73-01-R	ДАТЧИК РАСХОДА ТОПЛИВА – 680501K	0501168	0,8	-22,6
	77 – СИСТЕМА ИНДИКАЦИИ РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЯ			
77-01-R	ТАХОМЕТРИЧЕСКИЙ ДАТЧИК ДВИГАТЕЛЯ - 1A3C-2	0501168	0,2	-8,0
77-02-S	ТЕРМОПАРЫ ГОЛОВКИ ЦИЛИНДРОВ (ДЛЯ ВСЕХ ЦИЛИНДРОВ) – 32DKWUE006F0126	0501168	0,2	-12,0
77-03-S	ТЕРМОПАРЫ ВЫХЛОПНОЙ СИСТЕМЫ (ДЛЯ ВСЕХ ЦИЛИНДРОВ) – 86317	0501168	0,3	-12,0
	78 – ВЫХЛОПНАЯ СИСТЕМА			
78-01-R	ВЫХЛОПНАЯ СИСТЕМА - СВАРНОЙ УЗЕЛ ШУМОГЛУШИТЕЛЯ И ВЫХЛОПНОЙ ТРУБЫ - КОЖУХ ОБОГРЕВАТЕЛЯ В СБОРЕ С ШУМОГЛУШИТЕЛЕМ	9954100-1 9954100-2 9954100-3	16,3* 4,6 0,8	-20,0* -22,7 -22,7
	79 – МАСЛО			
79-01-R	МАСЛЯНЫЙ РАДИАТОР – 10877A	0550365	2,3	-11,0
79-02-R	ДАТЧИК ДАВЛЕНИЯ МАСЛА – P165-5281	0550365	0,2	-12,9
79-03-R	ДАТЧИК ТЕМПЕРАТУРЫ МАСЛА – S2335-1	0550365	0,2	-8,5

Рисунок 6-9 (Лист 6)

ОПИСАНИЕ САМОЛЕТА И ЕГО СИСТЕМ

ОГЛАВЛЕНИЕ

	Страница
Введение	7-5
Фюзеляж самолета	7-5
Органы управления полетом	7-7
Система триммирования	7-7
Приборная доска	7-10
Расположение элементов на приборной доске пилота	7-10
Расположение элементов на центральной приборной доске	7-11
Расположение элементов на правой приборной доске	7-13
Расположение элементов на центральном пульте	7-13
Пилотажные приборы	7-16
Авиагоризонт	7-17
Указатель воздушной скорости	7-18
Высотомер	7-18
Индикатор горизонтального положения	7-19
Указатель вертикальной скорости	7-20
Управление на земле	7-21
Система управления закрылками	7-22
Посадочное шасси	7-23
Багажный отсек	7-23
Кресла	7-24
Встроенный ремень безопасности/плечевой ремень	7-25
Входные двери и окна кабины	7-27
Механизмы стопорения рулей	7-28
Двигатель	7-29
Элементы управления двигателем	7-29
Приборы двигателя	7-30
Тахометр (RPM)	7-31
Расход топлива	7-32
Давление масла	7-32
Температура масла	7-33

(Продолжение на след. странице)

ОГЛАВЛЕНИЕ (продолжение)

	Страница
Температура головки цилиндра	7-34
Температура выхлопных газов	7-34
Обкатка и эксплуатация нового двигателя	7-35
Система смазки двигателя	7-35
Система зажигания и запуска	7-36
Система забора воздуха	7-36
Выхлопная система	7-37
Система впрыска топлива	7-37
Система охлаждения	7-37
Винт	7-37
Топливная система	7-38
Распределение топлива	7-39
Система индикации топлива	7-39
Расчет топлива	7-41
Эксплуатация резервного топливного насоса	7-43
Система возврата топлива	7-44
Вентиляция топливной системы	7-44
Уменьшенное количество топлива в баках	7-44
Переключатель топливных баков	7-45
Дренажные клапаны топливной системы	7-46
Тормозная система	7-46
Электрическая система	7-47
Панель сигнализаторов G1000	7-51
Главный переключатель	7-51
Выключатель резервной аккумуляторной батареи	7-52
Выключатель авионики	7-52
Контроль электрической сети и сигнализация	7-53
Напряжение на шинах (вольтметры)	7-53
Амперметры	7-54
Сигнализация резервной аккумуляторной батареи	7-54
Сигнализация низкого напряжения	7-55
Сигнализация высокого напряжения	7-56
Автоматы защиты сети и предохранители	7-57
Соединитель для подсоединения аэродромного питания	7-58

(Продолжение на след. странице)

ОГЛАВЛЕНИЕ (продолжение)

	Страница
Системы освещения	7-59
Наружное освещение	7-59
Внутреннее освещение	7-60
Система обогрева и вентиляции кабины и оттаивания	7-62
Система воздушных сигналов и приборы	7-64
Вакуумная система и приборы	7-65
Авиагоризонт	7-65
Индикатор вакуума	7-65
Сигнализация низкого уровня вакуума	7-65
Часы/указатель температуры наружного воздуха	7-67
Система сигнализации критических углов атаки	7-67
Стандартная авионика	7-68
Дисплеи Garmin (GDU)	7-68
Аудиопанель (GMA)	7-69
Интегрированный блок авионики (GIA)	7-69
Курсоверткаль (AHRS)и магнитометр (GRS)	7-69
Компьютер воздушных сигналов (GDC)	7-70
Монитор двигателя (GEA)	7-70
УВД ответчик (GTX)	7-70
Получение данных о погоде XM и радиоканал передачи данных(GDL)	7-71
Автопилот GFC 700 (AFCS) (при наличии)	7-71
Штурвальное управление (CWS)	7-71
Вспомогательное оборудование для авионики	7-73
Вентиляторы обдува авионики	7-73
Антенны	7-74
Установка микрофонов и гарнитур	7-75
Дополнительная розетка подключения аудиосистемы	7-76
Штепсельная розетка 12В	7-77
Статические разрядники	7-78
Дополнительное оборудование в кабине	7-79
Аварийный радиомаяк (ELT)	7-79
Огнетушитель в кабине	7-79
Система обнаружения угарного газа	7-80



CESSNA
МОДЕЛЬ 172S NAV III
GFC 700 AFCS

ИНФОРМАЦИОННОЕ РУКОВОДСТВО
РАЗДЕЛ 7
ОПИСАНИЕ САМОЛЕТА И ЕГО СИСТЕМ

Страница намеренно оставлена пустой

ВВЕДЕНИЕ

В данном разделе приводится описание конструкции и работы самолета и его систем. Часть оборудования, описываемого в данном разделе, является опционным и, возможно, не установлено на данном самолете. Подробная информация о других опционных системах и оборудовании приведена в разделе 9, «Дополнения».

ФЮЗЕЛЯЖ САМОЛЕТА

Самолет является цельнометаллическим четырехместным однодвигательным высокопланом, оборудованным трехопорным посадочным шасси, и разработан для использования в авиации общего назначения и для летной подготовки.

Конструкция фюзеляжа состоит из шпангоутов, стрингеров и обшивки, изготовленных штампованием из листового металла. Такая конструкция фюзеляжа называется полумонококовой. Основными элементами конструкции являются передняя и задняя несущие балки, к которым крепится крыло; шпангоут и штамповки для крепления основных опор шасси у основания задних дверных стоек, а также шпангоут с соединительными элементами у основания передних дверных стоек для нижнего крепления подкосов крыла. Четыре стрингера для крепления двигателя также подсоединены к передним дверным стойкам и тянутся вперед по противопожарной перегородки. Крыло с наружными подкосами, имеет встроенные топливные баки, состоит из переднего и заднего лонжеронов, нервюр из штампованного листового металла, дублеров и стрингеров. Вся конструкция имеет обшивку из алюминия. Передний лонжерон имеет крепежные узлы для крепления крыла к фюзеляжу и крыла к подкосу. Задний лонжерон имеет крепежные элементы для крепления крыла к фюзеляжу и имеет длину меньшую, чем полный размах крыла. Стандартные шарнирные элероны и однощелевые закрылки присоединены к задней кромке крыла. Элероны состоят из переднего лонжерона с балансировочными грузами, нервюр из штампованного листового металла и V-образной обшивки из гофрированного алюминия, соединяющиеся на задней кромке. Закрылки имеют практически одинаковую конструкцию с элеронами, за исключением отсутствия балансировочных грузов и наличия передней кромки из штампованного листового металла.

Хвостовое оперение (хвостовой узел) состоит из стандартного вертикального стабилизатора, руля направления, горизонтального стабилизатора и руля высоты. Вертикальный стабилизатор состоит из лонжерона, штампованных нервюр и ребер жесткости, обертывающей обшивки, штампованной обшивки передней кромки и надфюзеляжного киля.

(Продолжение на след. странице)

ФЮЗЕЛЯЖ САМОЛЕТА (продолжение)

Руль направления состоит из штампованной обшивки передней кромки и лонжерона с прикрепленными поворотными кронштейнами и нервюрами, центрального лонжерона, обертывающей обшивки и триммера у основания задней кромки, регулируемого на земле. Верхняя часть руля направления имеет удлинение передней кромки, в котором расположен балансирующий груз.

Горизонтальный стабилизатор состоит из переднего из заднего лонжеронов, нервюр и ребер жесткости, центральной, левой и правой панелей обшивки и штампованной обшивки передней кромки. Горизонтальный стабилизатор также содержит приводной механизм триммера руля высоты.

Конструкция руля высоты включает в себя штампованную обшивку передней кромки, передний лонжерон, задний элемент, нервюры, поворотный вал и рычаг, V-образную левую верхнюю и нижнюю гофрированную обшивку, а также V-образную правую верхнюю и нижнюю обшивку с вырезом на задней кромке для триммера. Наплывы передней кромки руля высоты содержат балансирующие грузы. Триммер руля высоты состоит из лонжерона, нервюры и верхней и нижней V-образной гофрированной обшивки.

ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ ПОЛЕТОМ

Система управления самолета, см. рис. 7-1, состоит из стандартных элеронов, руля направления и руля высоты. Рулевые поверхности управляются вручную через кабели и механические тяги с помощью штурвала для элеронов и руля высоты, а также педалей для руля направления.

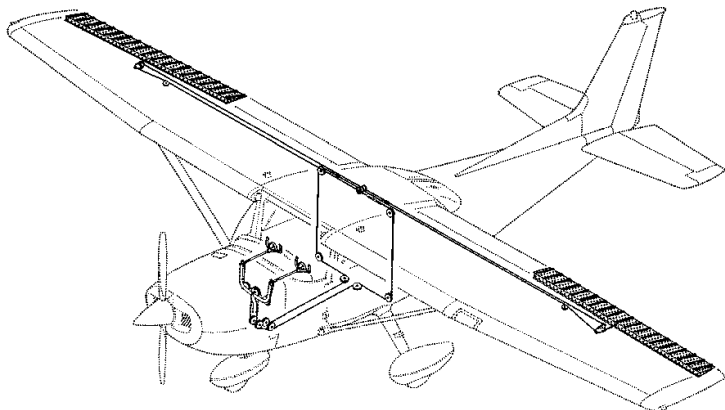
СИСТЕМА ТРИММИРОВАНИЯ

Самолет оборудован ручной системой триммирования руля высоты, см. рис. 7-1. Триммирование руля высоты выполняется с помощью триммера, который управляется вертикально закрепленным колесом триммера на центральном пульте. Вращение колеса управления триммером вперед приведет к триммированию носа вниз, и наоборот, вращение назад приведет к триммированию носа вверх.

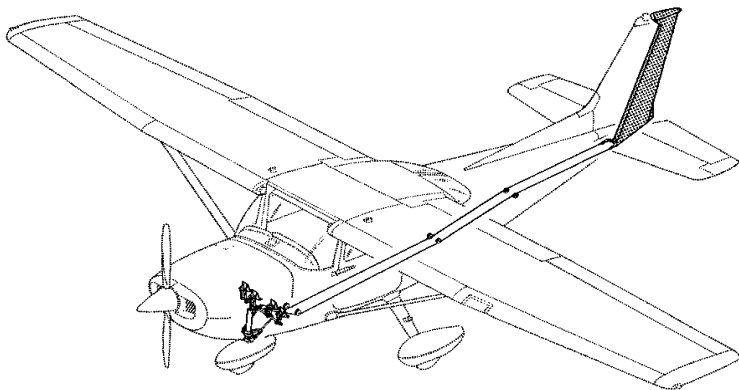
(Продолжение на след. странице)

ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ ПОЛЕТОМ И СИСТЕМА ТРИММИРОВАНИЯ

B3106



Система управления элеронами

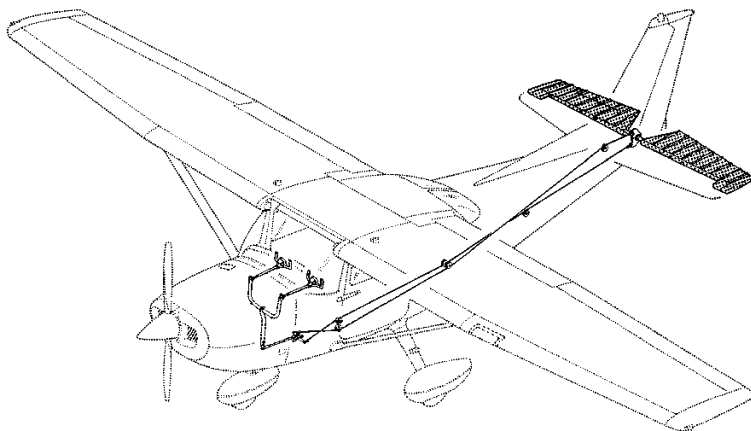


Система управления рулем направления

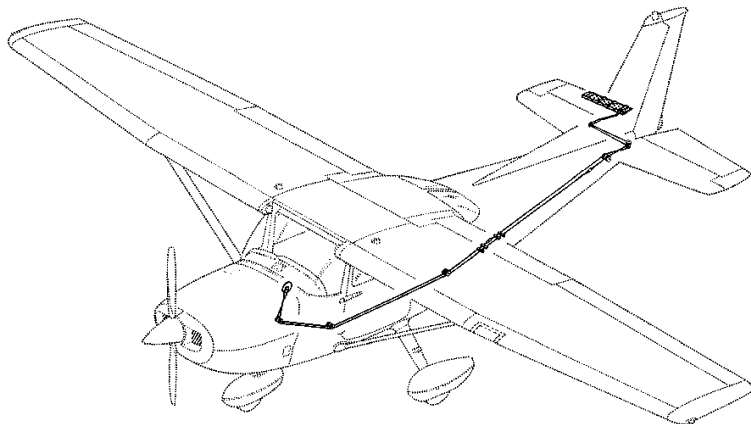
Рисунок 7-1 (Лист 1 из 2)

ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ ПОЛЕТОМ И СИСТЕМА ТРИММИРОВАНИЯ

B3107



Система управления рулем высоты



Система управления триммером руля высоты

Рисунок 7-1 (Лист 2)

ПРИБОРНАЯ ДОСКА

Панель приборов, см. рис. 7-2, полностью выполнена из металла и разделена на несколько секций, что обеспечивает возможность легко снимать оборудование для технического обслуживания. Козырек приборной доски, находящийся над ней и выступающий назад от приборной доски, защищает от нежелательных бликов на лобовом стекле от ламп освещения оборудования самолета и дисплеев, установленных на приборной доске.

Приборная доска Nav III оборудована дисплеем Garmin (GDU), основным пилотажным дисплеем (PFD) и многофункциональным дисплеем (MFD), а также аудиопанелью Garmin. Подробная информация по приборам, переключателям, АЗС и органам управления на приборной доске приведена в соответствующих главах данного раздела.

РАСПОЛОЖЕНИЕ ЭЛЕМЕНТОВ НА ПРИБОРНОЙ ДОСКЕ ПИЛОТА

Основной пилотажный дисплей, расположенный по центру на приборной доске перед пилотом, отображает показания основных пилотажных приборов в режиме нормальной работы. При запуске двигателя, реверсивной работе дисплеев (при отказе многофункционального дисплея) или при включении переключателя DISPLAY BACKUP (резервный режим дисплея) на экране основного пилотажного дисплея отображаются показания системы индикации работы двигателя (EIS). Дополнительная информация по работе основного пилотажного дисплея приведена в справочном руководстве Garmin G1000.

Переключатель резервной аккумуляторной батареи (STBY BATT) находится в левом верхнем углу приборной доски пилота на субпанели с внутренней подсветкой. Положения переключателя (ARM/OFF/TEST) позволяют выбрать режим работы резервной аккумуляторной батареи. Кулисные переключатели MASTER (главный) и AVIONICS (авионика) находятся непосредственно под переключателем резервной аккумуляторной батареи.

Органы регулировки яркости освещения приборной доски, оборудования и подсветки центрального пульта расположены рядом на субпанели под переключателями MASTER и AVIONICS. Более подробная информация приведена в главе «ВНУТРЕННЕЕ ОСВЕЩЕНИЕ» данного раздела.

(Продолжение на след. странице)

ПРИБОРНАЯ ДОСКА (продолжение)

РАСПОЛОЖЕНИЕ ЭЛЕМЕНТОВ НА ПРИБОРНОЙ ДОСКЕ ПИЛОТА (продолжение)

Переключатели электрических систем самолета и оборудования находятся на субпанели с внутренней подсветкой, которая расположена под левым нижним углом основного пилотажного дисплея. Каждый выключатель имеет маркировку с указанием его функции и находится в положении ON (вкл.), когда его рукоятка переведена в верхнее положение. Более подробная информация приведена в главе «ЭЛЕКТРИЧЕСКАЯ СИСТЕМА» данного раздела.

Панель АЗС расположена вдоль нижнего края приборной доски пилота, под панелью переключателей электрического оборудования и колонкой штурвала пилота. Каждый автомат защиты сети имеет маркировку в соответствии с оборудованием или функцией, которыми он управляет, и шиной, от которой он получает питание. Подсветка данной субпанели управляется с помощью регулятора яркости освещения SW/CB PANELS. Более подробная информация приведена в главе «ЭЛЕКТРИЧЕСКАЯ СИСТЕМА» данного раздела.

РАСПОЛОЖЕНИЕ ЭЛЕМЕНТОВ НА ЦЕНТРАЛЬНОЙ ПРИБОРНОЙ ДОСКЕ

Аудиопанель Garmin находится в верхней части центральной приборной доски, непосредственно справа от основного пилотажного дисплея. Кнопочный переключатель DISPLAY BACKUP, обеспечивающий ручное переключение в реверсивный режим дисплея, находится на нижней части аудиопанели. Для получения подробной информации см. Справочное руководство пилота Garmin G1000.

Многофункциональный дисплей расположен на верхней центральной панели справа от аудиопанели. Многофункциональный дисплей отображает информацию системы индикации работы двигателя на левой стороне экрана, а также навигационные данные, информацию о поверхности земли, грозах и воздушном движении на движущейся карте. Данные управления полетом, а также информация о конфигурации дисплея могут быть отображены вместо движущейся карты на многофункциональном дисплее. Для получения подробной информации см. Справочное руководство пилота Garmin G1000.

(Продолжение на след. странице)

ПРИБОРНАЯ ДОСКА (продолжение)

РАСПОЛОЖЕНИЕ ЭЛЕМЕНТОВ НА ЦЕНТРАЛЬНОЙ ПРИБОРНОЙ ДОСКЕ (продолжение)

Комбинация резервных пилотажных приборов находится на центральной приборной доске под аудиопанелью. Стандартный (механический) указатель воздушной скорости и высокоточный барометрический высотомер находятся на каждой стороне вакуумного авиагоризонта. Приборы, использующие воздушные сигналы, получают сигналы от приемников полного и статического давления совместно с вычислителем воздушных сигналов. Авиагоризонт имеет бленкер отказа при низком уровне вакуума для обеспечения немедленного предупреждения об отказе вакуумной системы.

Органы управления двигателем находятся на нижней центральной приборной доске под комбинацией резервных приборов. Эти органы управления представляют собой реверсные рычаги управления газом и составом рабочей смеси. Информация о работе данных рычагов приведена в главе «ДВИГАТЕЛЬ» этого раздела.

Резервный клапан статического давления находится рядом с рычагом управления газом. Информация о работе данного клапана приведена в главе «СИСТЕМА ВОЗДУШНЫХ СИГНАЛОВ И ПРИБОРЫ» этого раздела.

Рычаг управления закрылками и индикатор положения закрылков расположены на правой нижней части центральной приборной доски. Информация о работе данного рычага приведена в главе «СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ ЗАКРЫЛКАМИ» этого раздела.

(Продолжение на след. странице)

ПРИБОРНАЯ ДОСКА (продолжение)

РАСПОЛОЖЕНИЕ ЭЛЕМЕНТОВ НА ПРАВОЙ ПРИБОРНОЙ ДОСКЕ

Дистанционный переключатель (ON/ARM/ TEST RESET) аварийного радиомаяка (ELT) расположен в верхнем углу правой приборной доски рядом с многофункциональным дисплеем. Информация по эксплуатации ELT приведена в разделе 9, дополнение 1 или 2.

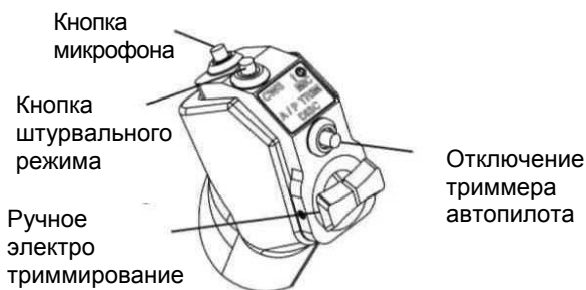
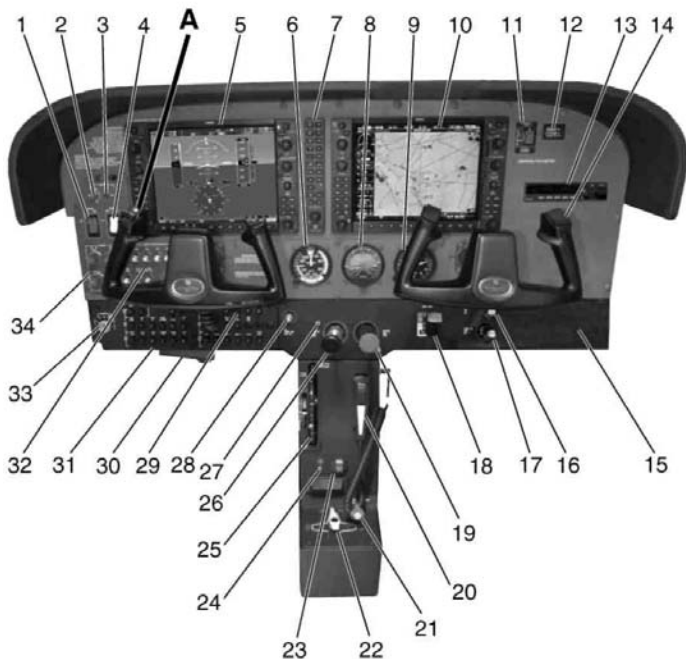
Счетчик наработки находится справа от переключателя ELT и записывает время работы двигателя при давлении масла более 20 PSI с целью упрощения планирования технического обслуживания. Более подробная информация приведена в главе «ПРИБОРЫ ДВИГАТЕЛЯ» данного раздела.

РАСПОЛОЖЕНИЕ ЭЛЕМЕНТОВ НА ЦЕНТРАЛЬНОМ ПУЛЬТЕ

На центральном пульте, расположенном под центральной приборной доской, находятся колесо управления триммером руля высоты, указатель положения триммера, штепсельная розетка 12 В, дополнительный разъем для подключения аудиосистемы, топливный запорный клапан и ручной микрофон. Рукоятка клапана переключения топливных баков находится у основания пульта.

ПРИБОРНАЯ ДОСКА

88020



ЭЛЕМЕНТ А

Рисунок 7-2

ПРИБОРНАЯ ДОСКА

1. Главный переключатель генератора и аккумулятора MASTER (ALT и BAT)
2. Переключатель резервной аккумуляторной батареи STBY BATT
3. Сигнализатор проверки резервной аккумуляторной батареи STBY BATT
4. Переключатель авионики AVIONICS (BUS 1 и BUS 2 (шина 1 и шина 2))
5. Основной пилотажный дисплей
6. Резервный указатель воздушной скорости
7. Панель управления аудиосистемой
8. Резервный авиагоризонт
9. Резервный высотомер
10. Многофункциональный дисплей
11. Дистанционный переключатель/сигнализатор аварийного радиомаяка ELT
12. Счетчик наработки
13. Автоматический радиокompас Bendix/King KR87 (при наличии)
14. Кнопка микрофона
15. Ящик для перчаток
16. Управление обогревом кабины
17. Управление вентиляцией кабины
18. Рычаг управления закрылками и указатель положения закрылков
19. Ручка управления составом рабочей смеси
20. Ручной микрофон
21. Топливный запорный клапан
22. Клапан переключения топливных баков
23. Штепсельная розетка 12В/10А
24. Дополнительная розетка подключения аудиосистемы
25. Колесо управления триммером руля высоты и индикатор положения триммера руля высоты
26. Ручка управления газом (с фрикционным стопором)
27. Кнопка ухода на второй круг
28. Управление резервным клапаном статического давления
29. Лампа освещения маршрутной карты, закрепленная на штурвальной колонке
30. Ручка стояночного тормоза
31. Панель АЗС (автоматов защиты сети)
32. Панель электрических выключателей
33. Переключатель магнето/запуск MAGNETOS/START
34. Панель управления яркостью освещения DIMMING

ПИЛОТАЖНЫЕ ПРИБОРЫ

Показания основных приборов интегрированной системы G1000 отображаются на основном пилотажном дисплее. Основные пилотажные приборы расположены на основном пилотажном дисплее в соответствии с конфигурацией типа T. Авиагоризонт (AI) и индикатор горизонтального положения (HSI) расположены вертикально по центру основного пилотажного дисплея и имеют стандартный внешний вид и принцип работы. Индикаторы с вертикальными ленточными шкалами с неподвижными стрелками и цифровыми дисплеями показывают воздушную скорость, высоту и вертикальную скорость. Индикаторы с вертикальной шкалой используются вместо аналоговых индикаторов с неподвижной круглой шкалой и вращающейся стрелкой.

Кнопки, спаренные кнопки (две кнопки на общем толкателе) и мембранные кнопочные переключатели, установленные на панели каждого дисплея Garmin, позволяют управлять функциями COM, NAV, XPDR (радиопередатчик, навигация, транспондер), AUTOPILOT (автопилот) (при наличии) и авионикой GPS, устанавливать BARO (барометрическое давление), CRS (курс) и HDG (направление), а также выполняют различные функции по управлению полетом. Некоторые кнопочные переключатели отвечают за определенные функции (фиксированные кнопки), в то время как другие переключатели выполняют функции, определяемые программным обеспечением (сенсорные клавиши). Сенсорная клавиша может отвечать за различные операции или функции в зависимости от выбранной опции. Сенсорные клавиши находятся вдоль нижней панели дисплеев Garmin.

(Продолжение на след. странице)

ПИЛОТАЖНЫЕ ПРИБОРЫ (продолжение)

АВИАГОРИЗОНТ

Авиагоризонт G1000 находится по центру в верхней части основного пилотажного дисплея. Данные о пространственном положении самолета поступают от курсовертикали (AHRS). Авиагоризонт G1000 отображает линию горизонта на всю ширину дисплея Garmin.

Стандартная шкала крена имеет деления по 10° до значения 30° , и 15° до значения 60° крена. Стрелка крена синхронизирована с символом самолета. Шкала тангажа имеет деления по 5° с указанием цифрового значения через 10° тангажа. При превышении предельных значений тангажа в любом из направлений, на индикаторе появляются красные предупреждающие «елочки», указывающие направление для вывода самолета в горизонтальное положение. Маленькая белая трапеция под стрелкой крена совершает поперечное движение влево и вправо, предоставляя информацию о скольжении самолета, которая поступает от шарика индикатора скольжения на крыло. Трапецию необходимо держать ровно по центру под стрелкой крена, для обеспечения координированного разворота. Резервный (вакуумный) авиагоризонт находится на нижней центральной приборной доске.

(Продолжение на след. странице)

ПИЛОТАЖНЫЕ ПРИБОРЫ (продолжение)

УКАЗАТЕЛЬ ВОЗДУШНОЙ СКОРОСТИ

Указатель воздушной скорости G1000 с вертикальной ленточной шкалой расположен вдоль левой верхней части основного пилотажного дисплея. Информация о воздушной скорости обеспечивается компьютером воздушных сигналов. На указателе имеются цветные секции для обозначения максимальной скорости, диапазона предупреждения о высокой крейсерской скорости, нормального рабочего диапазона, рабочего диапазона для конфигурации с полностью выпущенными закрылками и диапазона предупреждения о низкой воздушной скорости. Рассчитанная истинная воздушная скорость показывается в окошке на нижнем крае ленточной шкалы воздушной скорости.

Резервный (пневматический) указатель воздушной скорости находится на нижней центральной приборной доске. На указателе имеются цветные дуги для обозначения максимальной скорости, диапазона предупреждения о высокой крейсерской скорости, нормального рабочего диапазона, рабочего диапазона для конфигурации с полностью выпущенными закрылками и диапазона предупреждения о низкой воздушной скорости.

ВЫСОТОМЕР

Основной указатель высоты (высотомер) расположен вдоль правой стороны авиагоризонта на основном пилотажном дисплее. Информация о высоте обеспечивается компьютером воздушных сигналов. Барометрическое давление в салоне устанавливается с помощью кнопки BARO на дисплеях Garmin.

Светло-голубой указатель задатчика высоты («баг»), отображается на ленточной шкале высотомера и устанавливается при помощи кнопки ALT SEL (выбор высотомера) на дисплеях Garmin. Заданное значение высоты отображается в окошке на верхнем крае высотомера.

Резервный (барометрический) высокоточный высотомер находится на нижней центральной приборной доске.

(Продолжение на след. странице)

ПИЛОТАЖНЫЕ ПРИБОРЫ (продолжение)

ИНДИКАТОР ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ПОЛОЖЕНИЯ

Индикатор горизонтального положения (HIS) расположен вдоль нижней центральной части основного пилотажного дисплея. Информация о курсе полета обеспечивается курсовертикалью и магнитометром. Индикатор горизонтального положения состоит из стабилизированного магнитного указателя направления (шкала компаса) и переключаемого индикатора отклонения от курса для GPS или VHF навигации. Индикатор горизонтального положения имеет стандартный внешний вид и принцип работы.

Числовое значение магнитного курса показывается в окошке, находящемся ровно над меткой курса (курсовой линией) в верхней части индикатора горизонтального положения. Шкала компаса имеет опорные метки через каждые 45°. Длина вектора угловой скорости, отображаемая в сегментной шкале под окошком индикации курса в верхней части индикатора горизонтального положения, показывает половинную и стандартную угловую скорость разворота.

Светло-голубой указатель задатчика курса («баг») индикатора горизонтального положения устанавливается с помощью кнопки HDG (курс) на дисплее Garmin. Цифровое значение выбранного курса показывается в окошке над левой верхней меткой 45°. Выбранный курс обеспечивает подачу управляющего сигнала на автопилот, при его наличии, при работе в режиме HDG (курс).

Навигационный источник указателя отклонения от курса, отображающийся на индикаторе горизонтального положения, выбирается с помощью сенсорной клавиши CDI (указатель отклонения от курса). При этом необходимо выбрать один из следующих источников GPS, NAV 1 или NAV 2. Стрелка курса устанавливается с помощью кнопки CRS (курс) на дисплее Garmin. Цифровое значение выбранного курса показывается в окошке над правой верхней меткой 45°. Выбранный навигационный источник обеспечивает подачу управляющего сигнала на автопилот, при его наличии, при работе в режиме NAV, APR или BC, и получает навигационный сигнал от выбранной аппаратуры GPS или VHF NAV.

(Продолжение на след. странице)

ПИЛОТАЖНЫЕ ПРИБОРЫ (продолжение)

ИНДИКАТОР ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ПОЛОЖЕНИЯ (продолжение)

ВНИМАНИЕ

ЕСЛИ АВТОПИЛОТ ВКЛЮЧЕН В РАБОЧЕМ РЕЖИМЕ NAV, APR ИЛИ BC, ПРИ РУЧНОМ ПЕРЕКЛЮЧЕНИИ НАВИГАЦИОННОГО ИСТОЧНИКА С ПОМОЩЬЮ СЕНСОРНОЙ КЛАВИШИ CDI, ПЕРЕКЛЮЧЕНИЕ ПРЕРВЕТ НАВИГАЦИОННЫЙ СИГНАЛ НА АВТОПИЛОТ И ПРИВЕДЕТ К ВОЗВРАЩЕНИЮ АВТОПИЛОТА В РАБОЧИЙ РЕЖИМ ROL. ЗВУКОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ НЕ ВКЛЮЧАЕТСЯ. В РЕЖИМЕ ROL АВТОПИЛОТ БУДЕТ ПОДДЕРЖИВАТЬ ТОЛЬКО ГОРИЗОНТАЛЬНОЕ ПОЛОЖЕНИЕ КРЫЛЬЕВ, И НЕ БУДЕТ КОРРЕКТИРОВАТЬ НАПРАВЛЕНИЕ ИЛИ КУРС ДВИЖЕНИЯ САМОЛЕТА. УСТАНОВИТЕ ПРАВИЛЬНОЕ ЗНАЧЕНИЕ КУРСА И ВЫБЕРИТЕ ПРАВИЛЬНЫЙ НАВИГАЦИОННЫЙ ИСТОЧНИК НА ИНДИКАТОРЕ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ПОЛОЖЕНИЯ С ПОМОЩЬЮ СЕНСОРНОЙ КЛАВИШИ CDI ПЕРЕД ВКЛЮЧЕНИЕМ АВТОПИЛОТА В ЛЮБОМ ДРУГОМ РАБОЧЕМ РЕЖИМЕ.

УКАЗАТЕЛЬ ВЕРТИКАЛЬНОЙ СКОРОСТИ

Лента указателя вертикальной скорости (VSI) расположена на правой стороне дисплея высотомера вдоль правой верхней стороны основного пилотажного дисплея. Стрелка вертикальной скорости перемещается вверх и вниз по неподвижной шкале указателя VSI и показывает скорость подъема или снижения в числовых значениях внутри стрелки. Лента указателя вертикальной скорости имеет вырез с правого края у метки 0 feet/min для удобства отсчета. Скорость снижения показывается с отрицательным знаком перед числовым значением. Чтобы цифры появились внутри стрелки VSI, вертикальная скорость должна быть выше 100 feet/min при наборе высоты или снижении.

УПРАВЛЕНИЕ НА ЗЕМЛЕ

Эффективное наземное управление при рулении осуществляется с помощью управления передним колесом с использованием педалей руля направления; левая педаль руля поворота – для поворота влево, правая педаль – для поворота вправо. Когда педаль руля поворота нажата, подпружиненное рулевое устройство, которое присоединено к переднему шасси и тягам руля направления, поворачивает переднее колесо с отклонением приблизительно 10° от центрального положения в каждую сторону. Применение левого или правого тормоза позволяет увеличить угол поворота до 30° от центрального положения в каждую сторону.

Перемещение самолета вручную проще всего выполнить, присоединив буксировочное водило к опоре переднего шасси. При отсутствии водила или необходимости толкать самолет назад, используйте подкосы крыльев как точки для приложения силы. Не используйте вертикальные или горизонтальные поверхности для перемещения самолета вручную. При буксировке самолета автомобилем запрещается поворачивать переднее колесо более чем на 30° в любую сторону от центрального положения, т.к. это может привести к повреждению конструкции переднего шасси.

Минимальный радиус разворота самолета, при использовании дифференциального торможения и управления передним колесом при рулении, составляет приблизительно 27 feet. Для обеспечения минимального радиуса разворота при перемещении по земле, самолет можно вращать вокруг любого из основных посадочных шасси, нажимая на хвостовую балку немного впереди от горизонтального стабилизатора, чтобы оторвать переднее колесо от земли. Необходимо соблюдать осторожность при приложении силы и помнить, что сила должна прилагаться только в зоне шпангоута, а не к обшивке между шпангоутами. Нажимать на горизонтальный стабилизатор для отрыва переднего колеса от земли не рекомендуется.

СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ ЗАКРЫЛКАМИ

Однощелевые закрылки, см. рис. 7-3, выдвигаются или убираются перемещением рычага управления закрылками на приборной доске в желаемое положение. Рычаг управления закрылками перемещается вверх или вниз по панели с пазом, обеспечивающей механическую фиксацию рычага в положениях 10°, 20° и FULL (полностью выпущены). Чтобы изменить положение закрылков, необходимо перевести рычаг управления закрылками вправо, чтобы разблокировать рычаг в положениях 10° и 20°. Шкала и стрелка слева от рычага управления закрылками показывают положение закрылков в градусах. Защита сети системы управления закрылками обеспечивается автоматом защиты сети 10 А с меткой FLAP (закрылки), который находится на левой стороне панели АЗС.

B3109

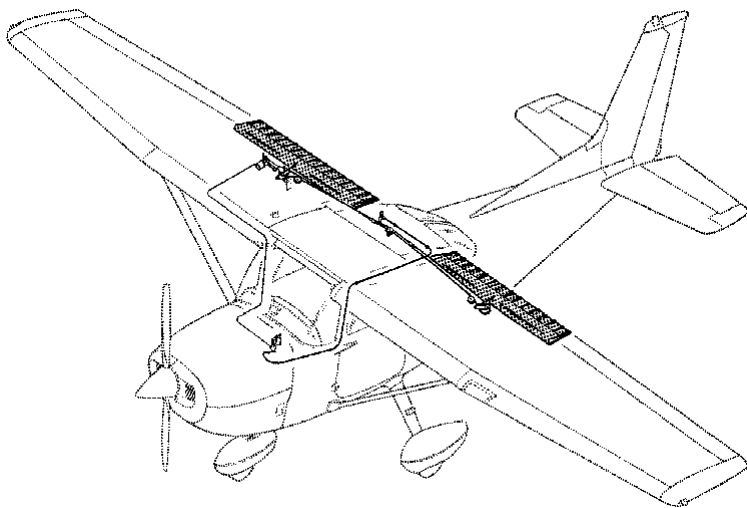


Рисунок 7-3

ПОСАДОЧНОЕ ШАССИ

Посадочное шасси является трехколесным, с управляемым передним колесом и двумя основными колесами. Колесные обтекатели поставляются в стандартной комплектации для обоих основных колес и переднего колеса. Амортизация обеспечивается трубчатыми стальными стойками основных шасси и пневмогидравлическим амортизатором переднего шасси. Каждое колесо основного шасси оборудовано дисковым тормозом с гидравлическим приводом на внутренней стороне колеса.

БАГАЖНЫЙ ОТСЕК

Багажный отсек состоит из двух отделений. Одно из них находится между задней стороной задних пассажирских кресел и задним шпангоутом кабины. Дополнительное багажное отделение находится за этим шпангоутом. Доступ к обоим багажным отделениям обеспечивается через запирающуюся дверь в багажный отсек на левой стороне самолета или из кабины самолета. Сетка для багажа с крепежными ремнями обеспечивает фиксацию багажа и закрепляется с помощью ремней к крепежным кольцам в самолете. Подробная информация по багажному отсеку и размерам дверных проемов приведена в разделе 6.

КРЕСЛА

В кабине находятся два кресла для пилота и переднего пассажира с регулированием положения по вертикали, а также нераздельное сиденье с регулируемой спинкой для задних пассажиров.

Кресла, предназначенные для пилота и переднего пассажира, имеют регулировку положения «вперед-назад» и «вверх-вниз». Кроме того, спинку сиденья можно отклонять на любой угол.

Регулировка положения кресла «вперед-назад» выполняется с помощью ручки, расположенной под центром каркаса сиденья. Чтобы изменить положение кресла, поднимите ручку, передвиньте кресло в нужное положение по направляющим, отпустите ручку и убедитесь, что кресло зафиксировано. Чтобы изменить положение кресла по высоте, вращайте ручку под правым углом кресла, пока не будет достигнуто необходимое положение кресла по высоте. Чтобы отрегулировать угол наклона спинки кресла, нажмите и удерживайте кнопку, расположенную под креслом в передней части по центру, отведите спинку кресла на необходимый угол и отпустите кнопку. Если кресло свободно, спинка кресла автоматически вернется в переднее положение при нажатии кнопки.

Кресло задних пассажиров состоит из неподвижного нераздельного сиденья и трехпозиционной откидной спинки. Положение откидной спинки регулируется с помощью рычага, расположенного под каркасом кресла по центру. Чтобы отрегулировать положение спинки кресла, поднимите рычаг, отведите спинку на желаемый угол, отпустите рычаг и убедитесь в надежной фиксации спинки.

Подголовники установлены как на передних, так и на задних креслах. Чтобы отрегулировать положение подголовника, надавите на него вверх или вниз, чтобы поднять или опустить до желаемого уровня.

ВСТРОЕННЫЙ РЕМЕНЬ БЕЗОПАСНОСТИ/ ПЛЕЧЕВОЙ РЕМЕНЬ

Все кресла оборудованы встроенными ремнями безопасности и плечевыми ремнями, см. рис. 7-4. Конструкция включает верхнюю инерционную катушку для плечевой части ремня безопасности и натяжитель для поясной части ремня. Конструкция ремня безопасности обеспечивает свободу движения верхней части туловища, ограничивая движения в области поясного ремня. В случае резкого торможения происходит блокировка катушек, предотвращая перемещение пилота или пассажиров.

Инерционные катушки передних кресел расположены на средней линии верхней части кабины. Инерционные катушки задних кресел расположены в верхней части кабины по направлению к борту от каждого пассажира.

Чтобы воспользоваться встроенным ремнем безопасности и плечевым ремнем, возьмите язычок ремня одной рукой, одним движением потяните за него и вставьте язычок в пряжку ремня безопасности. О правильной фиксации ремня свидетельствует характерный щелчок.

Убедитесь в надлежащей фиксации поясного ремня, удостоверившись, что ремни втягиваются в натяжители, а поясной ремень располагается плотно и низко на талии в своем нормальном положении во время полета. Необходимо, чтобы после закрепления поясного ремня безопасности, нельзя было выдвинуть из натяжителя более одного дополнительного дюйма (inch) длины ремня. Если из натяжителя можно выдвинуть более одного дополнительного дюйма (inch) длины ремня, габариты пассажира, находящегося в этом кресле, слишком малы для установленной системы ремней безопасности. В этом случае, необходимо обеспечить закрепление ремней безопасности на данном пассажире, в противном случае, кресло занимать запрещается.

Чтобы расстегнуть ремни безопасности, необходимо нажать кнопку на пряжке и потянуть ремень от себя и вверх. Натяжение пружины инерционной катушки автоматически убирает ремень в исходное положение.

ВСТРОЕННЫЙ РЕМЕНЬ БЕЗОПАСНОСТИ/ ПЛЕЧЕВОЙ РЕМЕНЬ

63906

Стандартный
встроенный ремень
безопасности и
плечевой ремень
с инерционной катушкой

Ручка
регулирования
по высоте

Рычаг
регулирования
«вперед-назад»

Кнопка управления углом
наклона спинки кресла

Язычок

Пряжка

Нажмите, чтобы
расстегнуть
ремень (кнопка)

Кресла пилота и переднего пассажира

Нажмите,
чтобы
расстегнуть
ремень
(кнопка)

Заднее сиденье

0519T1111
0519T1112

Рисунок 7-4

ВХОДНЫЕ ДВЕРИ И ОКНА КАБИНЫ

Вход и выход из самолета осуществляется через одну из двух входных дверей, расположенных на каждой стороне кабины рядом с передними креслами. Размеры кабины и дверных проемов приведены в разделе 6. Каждая дверь имеет утопленную наружную дверную ручку, стандартную внутреннюю дверную ручку, дверной замок, открываемый ключом (только для левой двери), механизм блокировки двери и открывающееся окно.

ПРИМЕЧАНИЕ

Дизайн дверного запора на данной модели самолета требует выдвижения наружной дверной ручки на дверях пилота и переднего пассажира, когда двери открыты. При закрытии двери, не пытайтесь нажимать на дверную ручку, пока дверь не будет полностью закрыта.

Чтобы открыть дверь снаружи, воспользуйтесь утопленной дверной ручкой рядом с задним краем двери. Возьмитесь за передний край ручки и потяните на себя. Чтобы закрыть или открыть дверь из кабины самолета, воспользуйтесь дверной ручкой и подлокотником. Внутренняя дверная ручка имеет три положения и трафарет у своего основания с надписями OPEN (открыта), CLOSE (закрыта) и LOCK (заблокирована). Ручка подпружинена в положении CLOSE (up) (закрыта (вверх)). Когда дверь закрыта и зафиксирована, заблокируйте ее, переместив дверную ручку в положение LOCK (выровняйте с подлокотником). Ручка, установленная в положение LOCK, удерживается в этом положении эксцентриком. Обе двери кабины должны быть заблокированы до начала полета и не должны намеренно открываться во время полета.

ПРИМЕЧАНИЕ

Случайное открывание двери кабины во время полета, из-за неправильного закрывания двери, не является причиной для выполнения посадки. В этой ситуации рекомендуется выполнить следующие действия: обеспечить горизонтальный полет самолета на скорости приблизительно 75 KIAS, быстро отвести дверь немного от себя и резко закрыть ее и заблокировать.

(Продолжение на след. странице)

ВХОДНЫЕ ДВЕРИ И ОКНА В КАБИНЕ

(продолжение)

Чтобы выйти из самолета, необходимо повернуть дверную ручку из положения LOCK, через положение CLOSE, назад в положение OPEN и толкнуть дверь от себя. Чтобы закрыть самолет, заблокируйте правую дверь кабины с помощью внутренней ручки, закройте левую дверь в кабину и заблокируйте ее с помощью ключа зажигания.

Левая и правая двери кабины оборудованы открывающимися окнами, которые удерживаются в закрытом положении задвижкой с фиксатором на нижнем крае оконной рамы. Чтобы открыть окно, переместите задвижку вверх. Каждое окно оборудовано подпружиненным держателем, который помогает открывать окно и удерживает его в нужном положении. При необходимости, любое окно можно открывать на скорости до 163 KIAS. Задние боковые и задние окна являются неподвижными и не могут быть открыты.

МЕХАНИЗМЫ СТОПОРЕНИЯ РУЛЕЙ

Механизм стопорения рулей обеспечивает блокировку элеронов и поверхностей руля высоты с целью предотвращения повреждения этих систем от вибрации, вызванной ветром, при нахождении самолета на стоянке. Стопор состоит из стержня, выполненного из профильной стали, и сигнального флажка. Флажок показывает наличие механизма стопорения рулей и предупреждает о необходимости его снятия перед запуском двигателя. Чтобы установить механизм стопорения рулей, совместите отверстие в верхней части оси штурвала пилота с отверстием в верхней части втулки оси на приборной доске и вставьте стержень в совмещенные отверстия. Установка механизма стопорения позволяет закрепить элероны в нейтральном положении, а руль высоты в положении с задней кромкой, опущенной немного вниз. При правильной установке механизма флаг будет находиться над переключателем зажигания. При эксплуатации самолета в зонах с сильными и порывистыми ветрами, механизм стопорения поверхностей руля необходимо устанавливать над вертикальным стабилизатором и рулем направления. Механизм стопорения рулей и любые другие стопорные приспособления необходимо снимать перед запуском двигателя.

ДВИГАТЕЛЬ

На самолете установлен четырехцилиндровый двигатель воздушного охлаждения с прямым приводом, горизонтальными оппозитными цилиндрами, верхним расположением клапанов, впрыском топлива и картерной системой смазки. Модель двигателя – Lycoming IO-360-L2A, мощностью 180 л.с. при 2700 RPM. Основные вспомогательные агрегаты двигателя включают стартер и генератор с ременным приводом, установленные на передней части двигателя, двойные магнето, вакуумный насос, топливный насос с приводом от двигателя и масляный фильтр, установленные на задней части корпуса для вспомогательных агрегатов двигателя.

ЭЛЕМЕНТЫ УПРАВЛЕНИЯ ДВИГАТЕЛЕМ

Мощность двигателя регулируется с помощью рычага управления газом. Рычаг управления газом представляет собой гладкую черную ручку, расположенную в центре приборной доски под резервными приборами. Рычаг управления газом работает таким образом, что дроссель открывается при нахождении рычага в переднем положении и закрывается при нахождении рычага в положении на себя до упора. Фрикционный стопор, расположенный у основания рычага, управляется поворотом стопора по часовой стрелке для увеличения трения или против часовой стрелки для уменьшения трения.

Состав топливной смеси двигателя регулируется с помощью рычага управления составом смеси. Данный рычаг представляет собой красную ручку с поднятыми по окружности краями, расположенную непосредственно справа от рычага управления газом, и оборудованную блокировочной кнопкой на конце. Положение рычага от себя до упора соответствует обогащенному составу смеси, положение на себя до упора соответствует прекращению подачи на холостом ходу. Незначительные регулировки можно проводить, перемещая рычаг от себя вращением ручки по часовой стрелке, и на себя вращением ручки против часовой стрелки. Для быстрых или значительных регулировок ручку можно перемещать от себя или на себя, нажимая блокировочную кнопку на конце рычага, и затем устанавливая рычаг в желаемое положение.

(Продолжение на след. странице)

ДВИГАТЕЛЬ (продолжение)

ПРИБОРЫ ДВИГАТЕЛЯ

Система индикации работы двигателя (EIS) G1000 предоставляет пилоту информацию на графических индикаторах и цифровые значения параметров работы двигателя, топливной и электрической систем. Индикаторы EIS отображаются в виде вертикальной полоски на левой стороне основного пилотажного дисплея при запуске двигателя и на многофункциональном дисплее в режиме нормальной работы. В случае отказа многофункционального или основного пилотажного дисплея во время полета, индикация EIS отображается на работающем дисплее.

Индикация EIS включает три страницы, переключение между которыми выполняется сенсорной клавишей ENGINE (двигатель). Страница ENGINE отображает показания тахометра (RPM), расхода топлива (FFLOW GPH), давления масла (OIL PRES), температуры масла (OIL TEMP), температуры выхлопных газов (EGT), вакуума (VAC), количества топлива (FUEL QTY GAL), часов работы двигателя (ENG HRS), напряжения на электрической шине (VOLTS) и тока аккумуляторной батареи (AMPS). При нажатии сенсорной клавиши ENGINE рядом с ней появляются сенсорные клавиши LEAN (обеднение) и SYSTEM (система). На странице LEAN одновременно отображаются показания температуры выхлопных газов (EGT °F) и температуры головки цилиндров (CHT °F) для всех цилиндров, используемые для регулировки или обеднения состава топливно-воздушной, а также цифровые значения расхода топлива FFLOW GPH и количества топлива FUEL QTY GAL. На странице SYSTEM отображаются числовые значения параметров, которые показаны на странице ENGINE только в виде индикаторов. На странице SYSTEM также имеются цифровые значения использованного топлива (GAL USED) и оставшегося топлива (GAL REM).

Блок двигатель/самолет, расположенный за приборной доской, получает сигналы от датчиков двигателя и систем для контролируемых параметров. Блок двигатель/самолет отправляет данные в систему EIS, которая выдает данные на странице ENGINE, описание которой приведено ниже.

(Продолжение на след. странице)

ДВИГАТЕЛЬ (продолжение)

ПРИБОРЫ ДВИГАТЕЛЯ (продолжение)

ТАХОМЕТР (RPM)

Частота вращения двигателя (RPM) отображается индикатором тахометра, имеющимся на всех страницах EIS. Индикатор тахометра использует круглую шкалу с движущейся стрелкой и цифровыми показаниями. Стрелка двигается в пределах диапазона 0 – 3000 RPM. Числовое значение RPM отображается под стрелкой в виде белых цифр с интервалом 10 RPM.

Эксплуатационное ограничение нормальной частоты вращения двигателя (вершина зеленой дуги) изменяется при изменении высоты. В стандартных условиях, на высоте между уровнем моря и 5000 feet, 2500 RPM является верхним пределом нормального рабочего диапазона. На высоте 5000 – 10000 feet, верхним пределом нормального диапазона является 2600 RPM. На высоте свыше 10000 feet, 2700 RPM является верхним пределом нормального рабочего диапазона.

При частоте вращения двигателя 2780 RPM или более, стрелка, цифровое значение и надпись (RPM) становятся красными, указывая на превышение предельного значения. Цифровое значение и надпись (RPM) будут мигать. Частота вращения двигателя (тахометр) отображается таким же образом на страницах LEAN и SYSTEM. Если частота вращения двигателя становится равной 2780 RPM или более, при открытой странице LEAN или SYSTEM, дисплей автоматически переключится на страницу ENGINE.

Датчик оборотов, установленный на опоре привода тахометра двигателя, передает цифровой сигнал на блок двигатель/самолет, который обрабатывает сигнал и выдает показатели RPM на EIS. Красный символ X на индикаторе RPM показывает, что система индикации не работает.

(Продолжение на след. странице)

ДВИГАТЕЛЬ (продолжение)

ПРИБОРЫ ДВИГАТЕЛЯ (продолжение)

РАСХОД ТОПЛИВА

Расход топлива отображается на странице ENGINE горизонтальным индикатором FFLOW GPH. Диапазон показаний индикатора составляет 0 – 20 галлонов в час (GPH) с делением шкалы, равным 2 GPH, «зеленый» диапазон составляет 0 – 12 GPH. Белая стрелка указывает измеренный расход топлива.

Цифровое значение FFLOW GPH имеется на страницах системы индикации работы двигателя LEAN и SYSTEM.

Датчик расхода топлива расположен в системе впрыска топлива между блоком управления топливной/воздушной смесью (сервопривод) и распределительным коллектором подачи топлива (делителем потока). Датчик посылает сигнал на дисплей двигателя, затем сигнал обрабатывается и выдается как значение расхода топлива (FFLOW) на экранах EIS. Красный символ X на индикаторе показывает, что система индикации не работает.

ДАВЛЕНИЕ МАСЛА

Давление масла двигателя отображается на странице ENGINE горизонтальным индикатором OIL PRES. Рабочий диапазон индикатора составляет 0 – 120 PSI с нижним «красным» диапазоном от 0 до 20 PSI, «зеленым» диапазоном от 50 до 90 PSI (нормальный рабочий диапазон) и верхним «красным» диапазоном от 115 до 120 PSI. Белая стрелка показывает действительное давление масла. Числовое значение давления масла показывается на странице SYSTEM.

При давлении масла 0 – 20 PSI или 115 – 120 PSI, стрелка, цифровое значение и надпись (OIL PRES) становятся красными, сигнализируя о том, что давление масла находится вне пределов нормальных значений. Если давление масла превышает верхнее или нижнее предельное значение, когда открыта страница LEAN или SYSTEM, система EIS произведет автоматическое переключение на страницу ENGINE.

Когда значение частоты вращения двигателя (RPM) находится в пределах зеленой дуги и значение температуры масла – в пределах «зеленого» диапазона, значение давления масла также должно находиться в пределах «зеленого» диапазона. Если значение давления масла ниже или выше «зеленого» диапазона, отрегулируйте частоту вращения двигателя для поддержания нормального давления масла. При частоте вращения двигателя на холостом ходу или приближающейся к холостому ходу, указатель давления масла должен находиться над нижним «красным» диапазоном. Когда двигатель работает при нормальной рабочей температуре масла, и частота вращения двигателя соответствует холостому ходу или приближается к нему, положение показателя давления масла ниже «зеленого» диапазона, но над нижним «красным» диапазоном допустимо.

(Продолжение на след. странице)

ДВИГАТЕЛЬ (продолжение)

ПРИБОРЫ ДВИГАТЕЛЯ (продолжение)

ДАВЛЕНИЕ МАСЛА (продолжение)

В холодную погоду давление масла сначала будет высоким (близко к верхнему «красному» диапазону при запуске двигателя). По мере нагревания двигателя и масла, давление масла будет снижаться до «зеленого» диапазона.

Датчик давления масла, подсоединенный к переднему каналу нагнетания масла, передает сигнал на дисплей двигателя, где сигнал обрабатывается и отображается как давление масла. Отдельный сигнализатор низкого давления масла включает предупреждение OIL PRESSURE (давление масла), когда давление масла равняется 0 – 20 PSI. Красный символ X на индикаторе показывает, что система индикации не работает.

ТЕМПЕРАТУРА МАСЛА

Температура масла двигателя отображается на странице ENGINE горизонтальным индикатором OIL TEMP. Диапазон показаний индикатора составляет 75°F – 250°F с «зеленым» диапазоном (нормальный рабочий диапазон) от 100°F до 245°F и «красным» диапазоном от 245°F до 250°F. Белая стрелка показывает действительную температуру масла. Числовое значение температуры масла показывается на экране SYSTEM.

Когда температура масла находится в пределах «красного» диапазона, 245°F – 250°F, стрелка и надпись OIL TEMP становятся красными и мигают, сигнализируя о том, что температура масла превышает предельное значение. Если температура масла поднимается выше 245°F, при открытой странице LEAN или SYSTEM, дисплей автоматически переключится на страницу ENGINE.

Датчик температуры масла установлен в адаптере масляного фильтра. Датчик передает сигнал на дисплей двигателя, где он обрабатывается и отображается как показания температуры масла. Красный символ X на индикаторе показывает, что система индикации не работает.

(Продолжение на след. странице)

ДВИГАТЕЛЬ (продолжение)

ПРИБОРЫ ДВИГАТЕЛЯ (продолжение)

ТЕМПЕРАТУРА ГОЛОВКИ ЦИЛИНДРА

Температура головки цилиндра (СНТ) для всех четырех цилиндров отображается на странице LEAN. Цилиндр с наибольшей температурой головки обозначается светло-голубым цветом на диаграмме. Диапазон показаний индикатора составляет 100°F – 500°F, с нормальным рабочим диапазоном 200°F – 500°F и предельным уровнем (красная линия) 500°F. При температуре, равной 500°F или более, сегменты диаграммы, надпись СНТ и цифровое значение °F станут красными, указывая на превышение предельного значения температуры головки цилиндра.

В каждой головке цилиндра установлен термозлемент, который посылает сигналы на дисплей двигателя, где они обрабатываются и отображаются как показания СНТ на странице LEAN системы индикации работы двигателя. Красный символ X будет отображаться на экране LEAN над каждым цилиндром с неисправностью датчика или проводки.

ТЕМПЕРАТУРА ВЫХЛОПНЫХ ГАЗОВ

Температура выхлопных газов (EGT) отображается на странице ENGINE горизонтальным индикатором EGT. Диапазон показаний индикатора составляет 1250 – 1650 °F с делением шкалы, равным 50°F. Белая стрелка указывает относительную температуру EGT, при этом номер цилиндра с наибольшей температурой, отображается внутри стрелки. В случае отказа датчика EGT или проводки цилиндра с наибольшей температурой, на экране будет показываться значение EGT для следующего цилиндра с наибольшей температурой.

EGT для всех четырех цилиндров отображается на странице LEAN системы индикации работы двигателя. Диаграмма цилиндра с наибольшей температурой имеет светло-голубой цвет. Температуру выхлопных газов конкретного цилиндра можно вызвать на экран с помощью сенсорной клавиши CYL SLCT (выбор цилиндра). Индикация температуры самого горячего цилиндра автоматически вернется через короткий промежуток времени после использования клавиши CYL SLCT. Красный символ X будет отображаться на экране LEAN над цилиндром с неисправностью датчика или проводки.

В выхлопной трубе каждого цилиндра установлен термозлемент, который измеряет EGT и посылает сигналы на дисплей двигателя, где они обрабатываются и отображаются как показания температуры выхлопных газов СНТ на странице LEAN системы индикации работы двигателя.

(Продолжение на след. странице)

ДВИГАТЕЛЬ (продолжение)

ОБКАТКА И ЭКСПЛУАТАЦИЯ НОВОГО ДВИГАТЕЛЯ

Обкатка двигателя проводится на заводе изготовителе, после чего двигатель готов к эксплуатации в полном объеме. Рекомендуется, по мере возможности, эксплуатировать двигатель на 75% мощности при крейсерском полете до достижения 50 часов налета или до стабилизации расхода масла. Это обеспечит правильное притирание поршневых колец.

СИСТЕМА СМАЗКИ ДВИГАТЕЛЯ

Двигатель использует систему смазки под давлением картерного типа с использованием авиационного масла в качестве смазочного материала. Объем картера двигателя, расположенного в нижней части двигателя составляет 8 quarts с одной дополнительной quart в масляном фильтре двигателя. Масло засасывается из картера через сетку фильтра и по передающей трубке подается к масляному насосу с приводом от двигателя. После насоса масло проходит через масляный фильтр для полного потока жидкости, клапан сброса давления на задней части правой масляной магистрали и масляный радиатор с терморегулятором. После радиатора масло направляется в левую масляную магистраль. Затем, элементы двигателя смазываются маслом из масляных магистралей. После смазки двигателя масло самотеком возвращается в картер. Адаптер масляного фильтра оборудован перепускным клапаном, который позволяет маслу обходить фильтр в случае его засорения или при чрезвычайно низкой температуре масла.

Маслозаправочная горловина с мерным щупом находится в правой задней части корпуса двигателя. Доступ к заправочной горловине осуществляется через лючок на правой стороне обтекателя двигателя. Двигатель нельзя эксплуатировать при наличии менее пяти quarts масла. Чтобы минимизировать расход масла через суфлер, залейте до восьми quarts для нормального полета продолжительностью не более трех часов. Для продолжительных полетов залейте до восьми quarts (только по показаниям масляного щупа). Информация по марке и характеристикам масла приведена в разделе 9 данного справочного руководства пилота.

(Продолжение на след. странице)

ДВИГАТЕЛЬ (продолжение)

СИСТЕМА ЗАЖИГАНИЯ И ЗАПУСКА

Воспламенение топлива в двигателе обеспечивается двумя магнето с приводом от двигателя и двумя свечами зажигания в каждом цилиндре. Левое магнето зажигает левые верхние и правые нижние свечи зажигания, правое магнето зажигает левые нижние и правые верхние свечи зажигания. Нормальным режимом работы является работа обоих магнето, т.к. это обеспечивает более полное сгорание топливно-воздушной смеси в цилиндрах двигателя.

Работа системы зажигания и стартера управляется пакетным переключателем, расположенным на левой панели управления. Переключатель MAGNETOS (магнето) имеет следующие надписи, по часовой стрелке: OFF, R, L, BOTH, и START (выкл., прав., лев., оба и запуск). Двигатель должен работать на обоих магнето (положение BOTH) за исключением случаев проверки магнето. Положения R и L предназначены только для проверки и использования в аварийных ситуациях. Когда переключатель MAGNETOS переводится в подпружиненное положение START с главным переключателем MASTER в положении ON (вкл.), пусковой контактор замыкается и стартер, получая питание, начинает вращать двигатель. При отпускании переключателя, он автоматически возвращается в положение BOTH.

СИСТЕМА ЗАБОРА ВОЗДУХА

Система забора воздуха питается скоростным напором воздуха через входное отверстие на нижней передней части обтекателя двигателя. Входное отверстие закрыто воздушным фильтром, который очищает забираемый воздух от пыли и других посторонних частиц. После фильтра поток воздуха попадает в воздушную камеру, которая оборудована подпружиненным резервным клапаном для забора воздуха. При засорении фильтра системы забора воздуха, разрежение, создаваемое двигателем, откроет воздушный клапан, и двигатель будет снабжаться нефилтрованным воздухом из нижней внутренней части обтекателя. Открытие резервного воздушного клапана приводит к потере приблизительно 10% мощности на полном газе. После воздушной камеры воздух попадает в блок управления топливной/воздушной смесью под двигателем и, затем, направляется в цилиндры двигателя через трубы впускного коллектора.

(Продолжение на след. странице)

ДВИГАТЕЛЬ (продолжение)

ВЫХЛОПНАЯ СИСТЕМА

Выхлопные газы из каждого цилиндра проходят через узел вертикальных трубопроводов в общий шумоглушитель, расположенный под двигателем и, затем, выпускаются за борт через одиночную выхлопную трубу. Наружный воздух подается в кожух, расположенный вокруг шумоглушителя, образуя камеру подогрева. Воздух, подогретый в кожухе, затем поступает в кабину.

СИСТЕМА ВПРЫСКА ТОПЛИВА

Двигатель оборудован системой впрыска топлива. Система состоит из топливного насоса с приводом от двигателя, блока управления топливно-воздушной смесью, топливного коллектора, индикатора расхода топлива и форсунок инжектора.

Топливо подается в блок управления топливно-воздушной смесью топливным насосом с приводом от двигателя. Блок управления регулирует правильное соотношение расхода топлива и потока всасываемого воздуха. После блока управления воздух попадает в цилиндры через трубы впускного коллектора, а отмеренное количество топлива направляется в топливный коллектор (делитель потока). Топливный коллектор, благодаря натяжению пружины на мембране и клапане, равномерно распределяет топливо по форсункам инжектора в камерах впускных клапанов каждого цилиндра. Турбинный датчик расхода топлива, закрепленный между блоком управления топливно-воздушной смесью и блоком распределения топлива, генерирует цифровой сигнал, отображающий расход топлива на экранах системы индикации работы двигателя.

СИСТЕМА ОХЛАЖДЕНИЯ

Скоростной напор воздуха для охлаждения двигателя поступает через два входных отверстия в передней части обтекателя двигателя. Охлаждающий воздух направляется от верхней части двигателя, вокруг цилиндров и других зон двигателя, и затем выходит через отверстие в нижней задней части обтекателя двигателя.

Для данного самолета доступен комплект для эксплуатации в зимних условиях. Информация по эксплуатации и описание комплекта приведены в разделе 9, Дополнение 4.

ВИНТ

Самолет оборудован двухлопастным неразборным винтом фиксированного шага, который выполнен из кованого алюминиевого сплава. Диаметр винта – 76 inches.

ТОПЛИВНАЯ СИСТЕМА

Топливная система самолета, см. рис. 7-6, состоит из двух вентилируемых встроенных топливных баков (один бак в каждом полукрыле), трехпозиционного селекторного клапана, расходного отсека топливного бака, резервного топливного насоса с электроприводом, запорного клапана прекращения подачи топлива и топливного фильтра. Часть системы, закрепленная на двигателе, состоит из топливного насоса с приводом от двигателя, блока управления топливно-воздушной смесью, датчика расхода топлива, распределительного клапана (делителя потока) и форсунок впрыска топлива.

ВНИМАНИЕ

УРОВНИ НЕВЫРАБАТЫВАЕМОГО ТОПЛИВА ДЛЯ ДАННОГО САМОЛЕТА ОПРЕДЕЛЕНЫ В СООТВЕТСТВИИ С ФЕДЕРАЛЬНЫМИ АВИАЦИОННЫМИ ПРАВИЛАМИ США. НЕСОБЛЮЖДЕНИЕ ОГРАНИЧЕНИЙ ПО ТОПЛИВУ, УКАЗАННЫХ В РАЗДЕЛЕ 2, ПРИ ЭКСПЛУАТАЦИИ САМОЛЕТА МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ДАЛЬНЕЙШЕМУ УМЕНЬШЕНИЮ ДОСТУПНОГО В ПОЛЕТЕ ТОПЛИВА.

ДАННЫЕ ПО КОЛИЧЕСТВУ ТОПЛИВА В U.S. GALLONS

ТОПЛИВНЫЕ БАКИ	УРОВЕНЬ ТОПЛИВА (КОЛИЧЕСТВО В КАЖДОМ БАК)	ОБЩЕЕ КОЛИЧЕСТВО ТОПЛИВА	ОБЩЕЕ КОЛИЧЕСТВО НЕВЫРАБАТЫВАЕМОГО ТОПЛИВА	ОБЩЕЕ КОЛИЧЕСТВО ВЫРАБАТЫВАЕМОГО ТОПЛИВА ДЛЯ ВСЕХ УСЛОВИЙ ПОЛЕТА
Два	Полный (28,0)	56,0	3,0	53,0
Два	Сниженный (17,5)	35,0	3,0	32,0

Рисунок 7-5

(Продолжение на след. странице)

ТОПЛИВНАЯ СИСТЕМА (продолжение)

РАСПРЕДЕЛЕНИЕ ТОПЛИВА

Топливо самотеком поступает из двух крыльевых баков в трехпозиционный селекторный клапан с надписями BOTH (оба), RIGHT (правый) и LEFT (левый) и далее в расходный отсек топливного бака. Из расходного отсека топливного бака топливо поступает в топливный насос с приводом от двигателя, через резервный топливный насос с электроприводом, запорный клапан прекращения подачи топлива и топливный фильтр. От топливного насоса с приводом от двигателя топливо подается в блок управления топливно-воздушной смесью на нижней части двигателя. Блок управления (сервопривод подачи топлива) обеспечивает правильное соотношение топлива и воздуха в рабочей смеси. После блока управления отмеренное топливо поступает на распределительный клапан (делитель потока), расположенный в верхней части двигателя. От распределительного клапана отходят отдельные топливные магистрали к форсункам инжектора, расположенным во входной камере каждого цилиндра.

СИСТЕМА ИНДИКАЦИИ ТОПЛИВА

Количество топлива измеряется двумя датчиками уровня топлива, по одному в каждом топливном баке, и отображается на экранах системы индикации работы двигателя. Индикаторы имеют маркировку в gallons топлива (GAL). Пустой бак отображается на индикаторе количества топлива (FUEL QTY GAL) как красная линия на левом крае шкалы индикатора и число 0. Когда индикатор показывает пустой бак, в баке остается около 1,5 gallons невырабатываемого количества топлива. Нельзя рассчитывать на точные показания индикаторов во время выполнения скольжения или других акробатических фигур.

Индикатор количества топлива показывает топливо, доступное в баке, в пределах диапазона измерения датчика. Верхний уровень показаний может быть превышен при заливке дополнительного топлива для полного заполнения бака, но при этом показания индикатора не изменятся. Пределом измерения датчика является 24 gallons, что соответствует верхнему пределу «зеленого» диапазона. При уменьшении количества топлива ниже уровня верхнего предела датчика топлива, индикатор количества топлива будет показывать данные измерения количества топлива в каждом баке. Визуальная проверка уровня топлива в каждом крыльевом баке должна выполняться перед каждым вылетом. Сравните уровень топлива при визуальной проверке и показания датчика, чтобы точно оценить запас вырабатываемого топлива.

(Продолжение на след. странице)

ТОПЛИВНАЯ СИСТЕМА (продолжение)

СИСТЕМА ИНДИКАЦИИ ТОПЛИВА (продолжение)

Индикаторы количества топлива сообщают о низком уровне топлива и неправильных показаниях датчика. Когда количество топлива по показаниям индикатора становится менее 5 gallons (и остается ниже этого уровня в течение более 60 секунд), желтые надписи LOW FUEL L (низкий уровень топлива в левом баке) и/или LOW FUEL R (низкий уровень топлива в правом баке) появятся на основном пилотажном дисплее и включится звуковой сигнал. Стрелка (-и) индикатора количества топлива и маркировка индикатора поменяют цвет с белого на ярко-желтый. Когда показания уровня топлива на индикаторе достигнут низшего уровня, надписи LOW FUEL L и/или LOW FUEL R останутся желтыми, а стрелка (-и) и маркировка индикатора станут красными и начнут мигать.

ПРИМЕЧАНИЕ

Не рекомендуется выполнение взлета, если обе стрелки индикатора количества топлива находятся в «желтом» диапазоне, и/или на основном пилотажном дисплее имеются желтые предупреждения LOW FUEL L или LOW FUEL R.

Кроме предупреждения о низком количестве топлива система сигнализации сообщает о неисправностях каждого датчика. Если система обнаруживает неисправность, на соответствующем индикаторе количества топлива появится красный символ X. Красный X в верхней части индикатора означает неисправность, связанную с левым топливным баком. Красный X в нижней части индикатора означает неисправность, связанную с правым топливным баком.

Расход топлива измеряется с помощью турбинного датчика, установленного на верхней части двигателя между блоком управления топливно-воздушной смесью и блоком распределения топлива. Датчик расхода посылает сигнал, который отображается в виде показаний расхода топлива на индикаторе FLOW GPH на экранах системы индикации работы двигателя. Показания расхода топлива FLOW GPH отображаются либо в виде горизонтальной аналоговой шкалы, либо в виде цифрового значения, в зависимости от активной страницы системы индикации работы двигателя.

(Продолжение на след. странице)

ТОПЛИВНАЯ СИСТЕМА (продолжение)

РАСЧЕТ ТОПЛИВА

ПРИМЕЧАНИЕ

При расчетах топлива не используются показания самолетных индикаторов количества топлива, расчеты выполняются с момента последнего обнуления показаний топлива.

Информация о расходе топлива обеспечивается функцией сумматора израсходованного топлива GAL USED, имеющейся на странице SYSTEM системы индикации работы двигателя. Этот цифровой индикатор показывает общий объем использованного топлива с момента последнего обнуления показаний сумматора. Чтобы обнулить значение GAL USED, необходимо открыть страницу SYSTEM и нажать сенсорную клавишу RST USED. Значение GAL USED рассчитывается после обнуления на основе информации сигнала датчика расхода топлива.

Информация об оставшемся топливе обеспечивается функцией обратного отсчета топлива GAL REM, имеющейся на странице SYSTEM системы индикации работы двигателя. Этот цифровой индикатор показывает рассчитанное значение оставшегося количества топлива с момента последней настройки значения GAL REM пилотом. Чтобы отрегулировать значение GAL REM, необходимо открыть страницу SYSTEM и нажать сенсорную клавишу GAL REM, затем используя соответствующие сенсорные клавиши установить необходимое значение количества топлива. Подробная информация по обнулению и регулировке показаний количества топлива приведена в руководстве пилота Garmin G1000. Значение GAL REM рассчитывается после настройки пилотом начального значения, на основе информации сигнала датчика расхода топлива.

ПРИМЕЧАНИЕ

Значения GAL USED и GAL REM не предоставляют информации о действительном количестве топлива в каждом баке, и должны использоваться только вместе с другими действиями по управлению расходом топлива для оценки общего количества оставшегося топлива.

(Продолжение на след. странице)

ТОПЛИВНАЯ СИСТЕМА (продолжение)

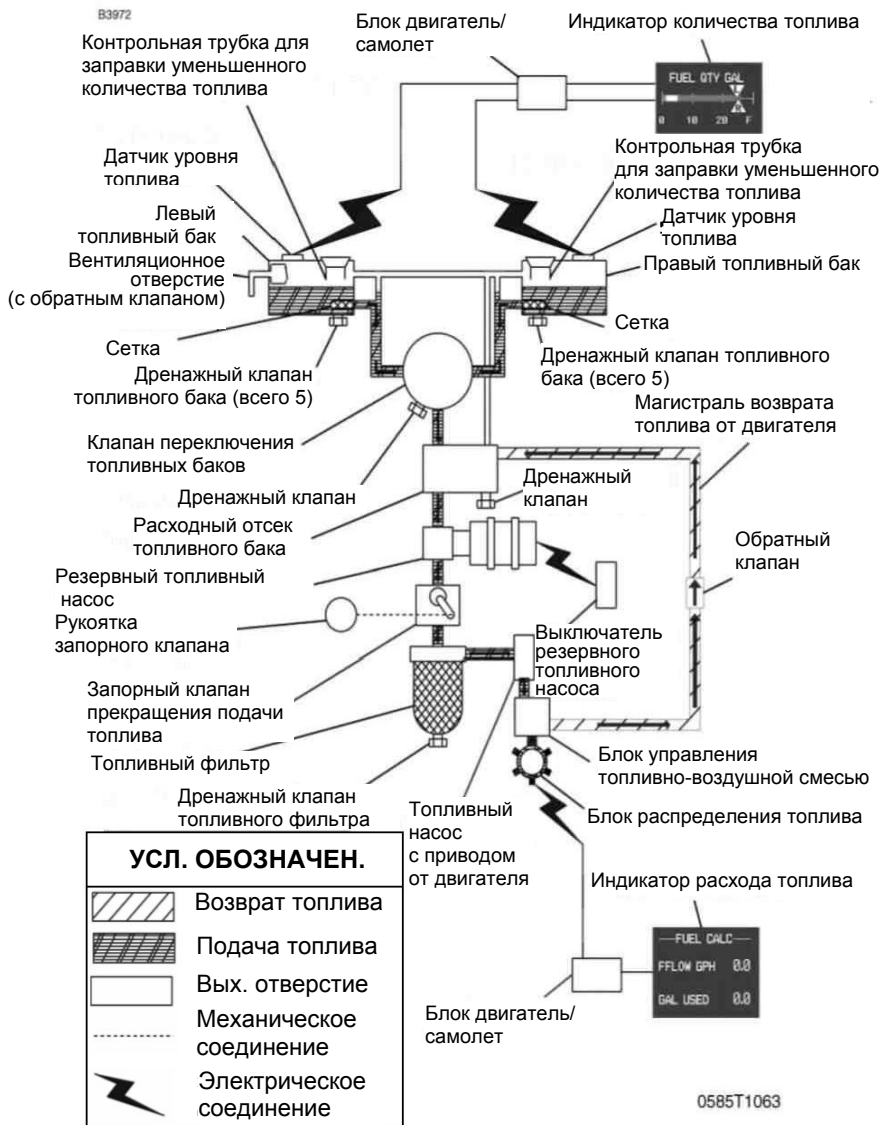


Рисунок 7-6

ТОПЛИВНАЯ СИСТЕМА (продолжение)

ЭКСПЛУАТАЦИЯ РЕЗЕРВНОГО ТОПЛИВНОГО НАСОСА

Резервный топливный насос используется, в основном, для заполнения двигателя топливом перед запуском. Заливка топлива выполняется через систему впрыска топлива. Может произойти переполнение двигателя топливом, если выключатель резервного топливного насоса FUEL PUMP случайно переведен в положение ON (вкл.) на длительное время при остановленном двигателе, включенном (ON) главном переключателе MASTER и обогащенной рабочей смеси.

Резервный топливный насос также используется для подавления паров топлива в жаркую погоду. Обычно, кратковременного использования достаточно для подавления паров, однако, в некоторых случаях может потребоваться длительное использование насоса. Включение резервного топливного насоса при нормально работающем двигательном топливном насосе приведет лишь к очень незначительному обогащению рабочей смеси.

Резервный топливный насос необязательно использовать при нормальном взлете и посадке, т.к. сила тяжести и топливный насос с приводом от двигателя обеспечат подачу необходимого количества топлива. В случае отказа топливного насоса с приводом от двигателя, использование резервного насоса обеспечит подачу необходимого топлива для продолжения полета на максимальной продолжительной мощности.

В жаркую погоду, на высотных аэродромах, или в условиях набора высоты, благоприятных для образования паров топлива, может понадобиться использование резервного топливного насоса для обеспечения или стабилизации подачи топлива на уровне, необходимом для выполняемого набора высоты. В этом случае, включите резервный топливный насос и отрегулируйте состав рабочей смеси для обеспечения необходимого уровня расхода топлива. При колебаниях расхода топлива (колебания показаний более 1 GPH) во время набора высоты или крейсерского полета на большой высоте в жаркую погоду, переведите переключатель резервного топливного насоса в положение ON (вкл.), чтобы очистить топливную систему от паров. Резервный топливный насос может работать непрерывно при крейсерском полете.

(Продолжение на след. странице)

ТОПЛИВНАЯ СИСТЕМА (продолжение)

СИСТЕМА ВОЗВРАТА ТОПЛИВА

Система возврата топлива используется для улучшения работы двигателя при длительной эксплуатации на холостом ходе в условиях жаркой погоды. Главными элементами системы являются ограничительный фитинг, расположенный в верхней части блока управления топливно-воздушной смесью (сервопривод подачи топлива), магистраль возврата топлива с обратным клапаном и расходный отсек топливного бака. Система возврата топлива предназначена для возврата отмеренного количества топлива/паров топлива в расходный отсек топливного бака. Увеличенный расход топлива, получаемый благодаря системе возврата топлива, выражается в более низких рабочих температурах топлива на входе в двигатель, что минимизирует количество паров топлива, образующихся в топливных магистралях при эксплуатации в жаркую погоду. Информация по эксплуатации в жаркую погоду приведена в разделе 4.

ВЕНТИЛЯЦИЯ ТОПЛИВНОЙ СИСТЕМЫ

Вентиляция топливной системы необходима для нормального функционирования системы. Полная блокировка вентиляционной системы приведет к уменьшению расхода топлива и возможной остановке двигателя. Вентиляционная система состоит из соединительной вентиляционной линии между топливными баками и заборного вентиляционного отверстия с обратным клапаном в левом топливном баке. Заборное вентиляционное отверстие выступает из нижней поверхности левого крыла рядом с верхним узлом крепления подкоса крыла. Крышки заправочных горловин оборудованы вакуумными клапанами; клапаны крышек заправочных горловин открываются и впускают воздух в топливные баки, если заборное дренажное отверстие заблокировано.

УМЕНЬШЕННОЕ КОЛИЧЕСТВО ТОПЛИВА В БАКАХ

Самолет может быть заправлен уменьшенным количеством топлива для обеспечения возможности увеличения полезной загрузки в кабине. Это достигается заполнением каждого бака до нижнего края контрольной трубки заправочной горловины, что обеспечивает заправку 17,5 gallons вырабатываемого топлива в каждый бак.

(Продолжение на след. странице)

ТОПЛИВНАЯ СИСТЕМА (продолжение)

ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЬ ТОПЛИВНЫХ БАКОВ

Переключатель топливных баков представляет собой трехпозиционный селекторный клапан с надписями BOTH, RIGHT и LEFT (оба, правый и левый). Селекторный клапан переключения топливных баков должен находиться в положении BOTH при взлете, наборе высоты, посадке и маневрах, требующих продолжительного скольжения на крыло в течение более 30 секунд. Работа только на левом или правом баке используется исключительно при горизонтальном крейсерском полете.

ПРИМЕЧАНИЕ

- Когда селекторный клапан помещен в положение BOTH, во время крейсерского полета, может иметь место неравномерный расход топлива из каждого бака, если крылья не выдерживаются в горизонтальном положении. Неравномерный расход топлива можно обнаружить по показаниям индикаторов количества топлива в баках L FUEL и R FUEL, если один из них показывает большее значение. Неравномерное распределение топлива можно исправить, поворачивая селекторный клапан переключения топливных баков в сторону топливного бака с наибольшим показанием количества топлива. При выравнивании показаний индикаторов L FUEL и R FUEL переведите селекторный клапан в положение BOTH.
- Неверно считать, что время, необходимое для выработки всего топлива в одном баке, будет равно времени выработки топлива из другого бака при переключении на него. Воздушное пространство в обоих топливных баках взаимосвязано вентиляционной линией и, таким образом, можно ожидать переливание некоторого количества топлива между баками, когда баки заполнены практически полностью, а крылья не находятся в горизонтальном положении.
- Когда баки заполнены на 1/4 или менее, продолжительный нескоординированный полет, такой как при скольжении на крыло, может привести к отливу топлива от входных отверстий топливной системы в баке и, соответственно, недостатку топлива и остановке двигателя. Таким образом, при полете с одним пустым баком или на одном баке, заполненном на 1/4 или менее, не допускайте нескоординированный полет самолета в течение более 30 секунд.

(Продолжение на след. странице)

ТОПЛИВНАЯ СИСТЕМА (продолжение)

ДРЕНАЖНЫЕ КЛАПАНЫ ТОПЛИВНОЙ СИСТЕМЫ

Топливная система оборудована дренажными клапанами, являющимися средством проверки топлива в системе на наличие загрязнений и на качество топлива. Топливную систему необходимо проверять перед каждым вылетом и после каждой дозаправки топлива с помощью чашки для отбора проб, необходимой для слива топлива из каждого топливного бака, расходного отсека топливного бака, селекторного клапана и топливного фильтра. При обнаружении любых признаков загрязнения топлива, их необходимо устранить в соответствии с порядком действий при предполетной проверке и описанием в разделе 8. Если позволяют ограничения взлетной массы для следующего полета, топливные баки необходимо полностью заполнять после каждого полета, чтобы предотвратить конденсацию.

ТОРМОЗНАЯ СИСТЕМА

Самолет оборудован однодисковым тормозом с гидравлическим приводом на каждом колесе основного посадочного шасси. Каждый тормоз соединен гидравлической линией к главному цилиндру, присоединенному к каждой из педалей руля направления пилотов. Тормоза управляются за счет надавливания на верхнюю часть левых (пилота) или правых (второго пилота) педалей руля направления, соединенных между собой. Когда самолет находится на стоянке, оба тормоза основных колес могут быть включены с помощью стояночного тормоза, который управляется ручкой под левой частью приборной доски. Чтобы применить стояночный тормоз, обожмите тормоза с помощью педалей руля направления, потяните ручку на себя и поверните ее на 90° вниз.

Для обеспечения максимального срока службы тормозов необходимо проводить регулярное техническое обслуживание тормозной системы и снизить до минимума использование тормоза при выруливании и посадке.

Некоторыми признаками скорого отказа тормозов являются: постепенное снижение тормозного действия после применения тормоза, шум и трение при работе тормозов, эффект «мягкой» педали, слишком большой тормозной путь и слабое тормозное действие. При появлении любого из перечисленных признаков необходимо провести немедленную инспекцию тормозной системы. При снижении тормозного действия во время выруливания или пробега при приземлении, уменьшите давление на педали, затем снова используйте тормоза, применив большее давление. Если тормоза становятся «мягкими», или увеличивается ход педали, быстрое ритмическое нажатие на педали должно создать необходимое тормозное давление. Если один из тормозов ослабевает или отказывает, осторожно применяйте другой тормоз с отклонением руля направления в противоположную сторону, при необходимости, чтобы компенсировать действие исправного тормоза.

ЭЛЕКТРИЧЕСКАЯ СИСТЕМА

Самолет оборудован электрической системой 28 В постоянного тока, см. рис. 7-7. Генератор 60 А с ременным приводом обеспечивает питание системы. Главная аккумуляторная батарея 24 В расположена внутри обтекателя двигателя на левой противопожарной перегородке. Генератор и главная аккумуляторная батарея управляются через главный переключатель MASTER рядом с верхней частью панели переключателей пилота.

Питание подается на большую часть электрических цепей через две первичные шины (ELECTRICAL BUS 1 и ELECTRICAL BUS 2), основная шина и шина кольцевания подсоединены между двумя главными шинами для обеспечения питания резервного оборудования.

Система оборудована вторичной или резервной аккумуляторной батареей, расположенной между противопожарной перегородкой и приборной доской. Переключатель STBY BATT (резервная аккумуляторная батарея) управляет подачей питания на резервную аккумуляторную батарею и от нее. Резервная аккумуляторная батарея обеспечивает подачу питания на основную шину в случае отказа источников питания генератора и главной аккумуляторной батареи.

Первичные шины получают питание, когда главный переключатель MASTER включен и не зависят от работы стартера или внешнего источника питания. Каждая шина также подключена к шине авионики через АЗС и переключатели AVIONICS BUS 1 и BUS 2. Питание на каждую шину авионики подается, когда главный переключатель MASTER и соответствующий переключатель AVIONICS находятся в положении ON (вкл.).

ВНИМАНИЕ

ОБА ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЯ АВИОНИКИ BUS 1 И BUS 2 ДОЛЖНЫ БЫТЬ ОТКЛЮЧЕНЫ ДЛЯ ПРЕДОТВРАЩЕНИЯ ПОВРЕЖДЕНИЯ ЭЛЕКТРОННОГО ОБОРУДОВАНИЯ НЕСТАБИЛИЗИРОВАННЫМ НАПРЯЖЕНИЕМ ДО ВКЛЮЧЕНИЯ ИЛИ ВЫКЛЮЧЕНИЯ ГЛАВНОГО ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЯ MASTER, ЗАПУСКА ДВИГАТЕЛЯ ИЛИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ВНЕШНЕГО ИСТОЧНИКА ПИТАНИЯ.

Самолет оборудован распределительным модулем, расположенным на левой передней стороне противопожарной перегородки. В модуле находятся все реле, используемые в электрической сети самолета. Блок управления генератора (ACU), датчик тока главной аккумуляторной батареи и разъем внешнего источника питания также находятся внутри модуля.

(Продолжение на след. странице)

ЭЛЕКТРИЧЕСКАЯ СИСТЕМА (продолжение)

81524

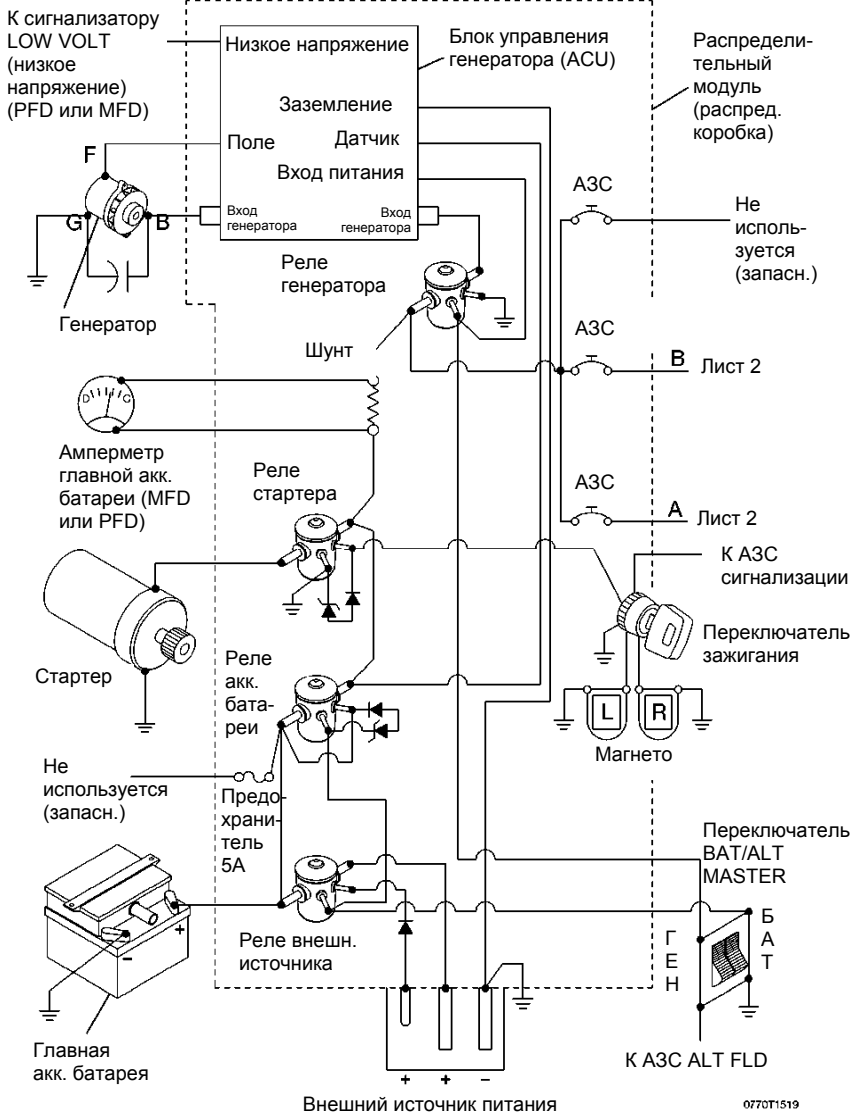


Рисунок 7-7 (Лист 1 из 3)

ЭЛЕКТРИЧЕСКАЯ СИСТЕМА (продолжение)

B3973

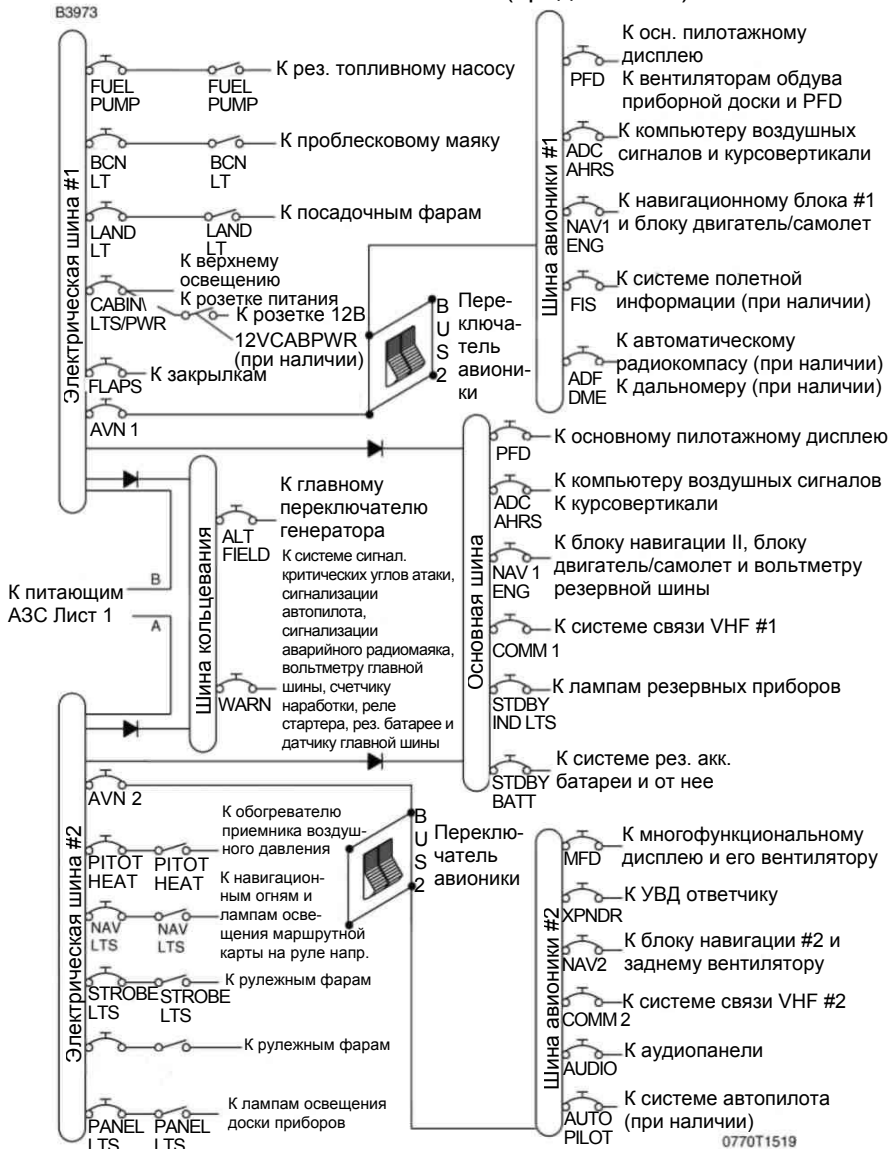


Рисунок 7-7 (Лист 2)

ЭЛЕКТРИЧЕСКАЯ СИСТЕМА (продолжение)

83766



Рисунок 7-7 (Лист 3)

0770T1519

ЭЛЕКТРИЧЕСКАЯ СИСТЕМА (продолжение)

ПАНЕЛЬ СИГНАЛИЗАТОРОВ G1000

Все системные предупреждения, аварийные сообщения и сигналы тревоги отображаются на правой стороне экрана основного пилотажного дисплея, рядом с индикатором вертикальной скорости. Имеются следующие сообщения:

OIL PRESSURE (давление масла)	LOW VACUUM (низкий уровень вакуума)
LOW FUEL L (низкий уровень топлива в левом баке)	LOW FUEL R (низкий уровень топлива в правом баке)
LOW VOLTS (низкое напряжение)	HIGH VOLTS (высокое напряжение)
STBY BATT (резервная аккумуляторная батарея)	CO LVL HIGH (высокий уровень угарного газа)

Более подробная информация о системных сообщениях приведена в Справочном руководстве пилота G1000, Дополнение А.

ГЛАВНЫЙ ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЬ

Главный переключатель MASTER является двухполюсным кулисным переключателем. Секция BAT переключателя отвечает за подачу питания от главной аккумуляторной батареи к системам самолета. Секция ALT переключателя управляет системой генератора.

При нормальной работе обе секции переключателя (ALT и BAT) находятся в положении ON (вкл.) одновременно; однако, секция BAT может быть включена отдельно, при необходимости. Секция ALT переключателя не может быть установлена в положение ON, если секция BAT также не находится в положении ON.

В случае отказа системы генератора главный переключатель MASTER может быть установлен в положение OFF (выкл.), чтобы сохранить заряд главной аккумуляторной батареи для использования на более позднем этапе полета. При главном переключателе MASTER в положении OFF и переключателе STBY BATT (резервная аккумуляторная батарея) в положении ARM (состояние готовности), резервная аккумуляторная батарея будет обеспечивать питание основной шины в течение ограниченного периода времени. Оставшееся время работы можно оценить, контролируя напряжение на основной шине. При напряжении 20 В резервная аккумуляторная батарея имеет малый запас заряда или близка к полной разрядке.

(Продолжение на след. странице)

ЭЛЕКТРИЧЕСКАЯ СИСТЕМА (продолжение)

ВЫКЛЮЧАТЕЛЬ РЕЗЕРВНОЙ АККУМУЛЯТОРНОЙ БАТАРЕИ

Главный выключатель STBY BATT (резервная аккумуляторная батарея) является трехпозиционным (ARM-OFF-TEST) переключателем, который обеспечивает проверку и управление системой резервной аккумуляторной батареи. Уровень заряда аккумуляторной батареи необходимо проверять перед запуском двигателя, см. раздел 4, устанавливая переключатель в нажимное положение TEST (проверка) и проверяя загорание лампы TEST, находящейся справа от переключателя. Проверка уровня заряда батареи после запуска двигателя не рекомендуется.

Перевод переключателя в положение ARM (состояние готовности) во время цикла запуска двигателя позволяет резервной аккумуляторной батарее помогать в регулировании и фильтрации напряжения на основной шине во время цикла запуска. В нормальном режиме полета переключатель установлен в положение ARM, обеспечивая зарядку резервной аккумуляторной батареи и ее готовность к подаче питания на основную шину в случае отказа генератора и главной аккумуляторной батареи. Перевод переключателя в положение OFF (выкл.) отключает резервную аккумуляторную батарею от основной шины. Работа при переключателе STBY BATT в положении OFF препятствует зарядке резервной батареи и автоматической подаче питания в случае отказа электрической сети.

ВЫКЛЮЧАТЕЛЬ АВИОНИКИ

Выключатель авионики AVIONICS является двухполюсным кулисным выключателем, который управляет подачей электропитания на шины AVIONICS BUS 1 и BUS 2. Перевод любой секции выключателя в положение ON (вкл.) обеспечивает подачу питания на соответствующую шину авионики. Обе секции выключателя AVIONICS необходимо перевести в положение OFF (выкл.) перед включением или выключением главного переключателя MASTER, запуском двигателя или использованием внешнего источника питания.

(Продолжение на след. странице)

ЭЛЕКТРИЧЕСКАЯ СИСТЕМА (продолжение)

КОНТРОЛЬ ЭЛЕКТРИЧЕСКОЙ СЕТИ И СИГНАЛИЗАЦИЯ

НАПРЯЖЕНИЕ НА ШИНАХ (ВОЛЬТМЕТРЫ)

Показания напряжения (VOLTS) для главной и основной шин отображаются в нижней части индикатора системы индикации работы двигателя (вдоль левой границы многофункционального дисплея или основного пилотажного дисплея) и имеют подпись M BUS E. Напряжение на главной шине показывается в виде числового значения под буквой M. Напряжение на основной шине показывается в виде числового значения под буквой E. Напряжение на главной шине измеряется на АЗС WARN на шине кольцевания. Напряжение на основной шине измеряется на АЗС NAV1 ENG.

Нормальное напряжение на шине при работающем генераторе должно составлять около 28,0 В. Когда напряжение на любой из шин превышает 32,0 В, числовое значение и текст VOLTS становятся красными. Это предостережение вместе с сигнализатором HIGH VOLTS (высокое напряжение) является признаком того, что генератор подает слишком высокое напряжение. Переключатель ALT MASTER необходимо немедленно перевести в положение OFF (выкл.) (См. раздел 3, Порядок действий в аварийных ситуациях, СРАБАТЫВАНИЕ СИГНАЛИЗАТОРА ВЫСОКОГО НАПРЯЖЕНИЯ).

Когда напряжение на любой из шин падает ниже 24,5 В, числовое значение и текст VOLTS становятся красными. Это предостережение вместе с сигнализатором LOW VOLTS (низкое напряжение) является признаком того, что генератор не подает питание, необходимое для работы самолета. Показания напряжения между 24,5 и 28,0 В могут иметь место в условиях низкой частоты вращения двигателя (RPM) (см. примечание под главой СИГНАЛИЗАЦИЯ НИЗКОГО НАПРЯЖЕНИЯ).

(Продолжение на след. странице)

ЭЛЕКТРИЧЕСКАЯ СИСТЕМА (продолжение)

КОНТРОЛЬ ЭЛЕКТРИЧЕСКОЙ СЕТИ И СИГНАЛИЗАЦИЯ (продолжение)

АМПЕРМЕТРЫ

Показания силы тока (AMPS) для главной и резервной аккумуляторных батарей отображаются в нижней части индикатора системы индикации работы двигателя (вдоль левой границы многофункционального или основного пилотажного дисплея) и имеют подпись M BATT S. Сила тока главной батареи отображается в виде числового значения под буквой М. Сила тока на главной аккумуляторной батарее, превышающая -1,5 А, показывается белым цветом. Сила тока резервной батареи отображается в виде числового значения под буквой S. Положительное значение силы тока (показывается белым цветом) является признаком зарядки батареи. Отрицательное значение силы тока (показывается желтым цветом) указывает на то, что батарея разряжается. В случае, если генератор не работает или электрическая нагрузка превышает мощность генератора, амперметр главной аккумуляторной батареи показывает ток разряда главной батареи.

В случае необходимости разряда резервной аккумуляторной батареи, нормальный устойчивый ток разряда должен быть менее 4,0 А. Сигнализатор STBY BATT активируется, когда ток разряда превышает 0,5 А в течение более 10 секунд. После запуска двигателя, при нахождении переключателя STBY BATT в положении ARM, амперметр резервной аккумуляторной батареи должен показывать ток заряда, свидетельствующий о правильной зарядке системы резервной аккумуляторной батареи.

СИГНАЛИЗАЦИЯ РЕЗЕРВНОЙ АККУМУЛЯТОРНОЙ БАТАРЕИ

Сигнализатор STBY BATT активируется, когда ток разряда резервной аккумуляторной батареи превышает 0,5 А в течение более 10 секунд. Это предупреждение является признаком того, что генератор и главная аккумуляторная батарея не обеспечивают достаточной подачи питания на основную шину. Если причина, вызывающая предупреждение, не может быть устранена, полет необходимо прервать, как только это будет возможно.

(Продолжение на след. странице)

ЭЛЕКТРИЧЕСКАЯ СИСТЕМА (продолжение)

КОНТРОЛЬ ЭЛЕКТРИЧЕСКОЙ СЕТИ И СИГНАЛИЗАЦИЯ (продолжение)

СИГНАЛИЗАЦИЯ НИЗКОГО НАПЯЖЕНИЯ

Сигнал от блока управления генератора (ACU), расположенного внутри распределительного модуля, активирует предупреждение LOW VOLTS (низкое напряжение), отображаемое красным цветом на основном пилотажном дисплее. Предупреждение LOW VOLTS появляется, когда напряжение на главной шине, измеряемое в распределительном модуле, падает ниже 24,5 В. Предупреждение LOW VOLTS (низкое напряжение) является признаком того, что генератор не подает питание, необходимое для работы самолета. Если причины, вызывающие предупреждение LOW VOLTS, не могут быть устранены, необходимо обесточить необязательное электрооборудование и прервать полет, как только это будет возможно.

ПРИМЕЧАНИЕ

При работе с низкой частотой вращения двигателя и с высокой электрической нагрузкой на систему, например при выруливании на низкой частоте вращения двигателя, может появиться предупреждение LOW VOLTS, значения напряжения могут поменять цвет на красный, и на амперметре главной аккумуляторной батареи могут появиться показания тока разряда. В подобном случае, увеличьте частоту вращения двигателя или уменьшите электрическую нагрузку, чтобы снизить потребление питания аккумуляторной батареи.

В случае перенапряжения (или другой неисправности генератора), блок управления генератора автоматически разомкнет АЗС ALT FIELD (обмотка возбуждения генератора), обесточивая обмотку возбуждения генератора и прекращая подачу питания генератором. После этого, главная аккумуляторная батарея обеспечивает питание электрической сети, что показывается током разряда (отрицательное число) на амперметре M BATT. Сигнализатор LOW VOLTS включается, когда напряжение в сети падает ниже 24,5 В. Установите АЗС ALT FIELD в положение ON (нажать), чтобы подать питание на блок управления генератора. Если сигнализация отключается, и амперметр главной аккумуляторной батареи (M BATT) показывает положительный ток заряда, это свидетельствует о возобновлении нормальной работы генератора. Если сигнализатор включается снова, или АЗС ALT FIELD опять размыкается, имеет место неисправность генератора. Если АЗС размыкается опять, не УСТАНОВЛИВАЙТЕ его снова в положение ON. Позвольте квалифицированному техническому работнику установить причину и устранить неисправность. Обесточьте необязательное электрооборудование и выполните посадку, как только это будет возможно.

(Продолжение на след. странице)

ЭЛЕКТРИЧЕСКАЯ СИСТЕМА (продолжение)

КОНТРОЛЬ ЭЛЕКТРИЧЕСКОЙ СЕТИ И СИГНАЛИЗАЦИЯ (продолжение)

СИГНАЛИЗАЦИЯ НИЗКОГО НАПРЯЖЕНИЯ (продолжение)

A3C ALT FIELD может разомкнуться случайно при нормальном запуске двигателя из-за неустановившихся напряжений. В случае, если нормальная работа генератора продолжается после повторного включения A3C ALT FIELD, случайному размыканию A3C можно не придавать значения. Если A3C ALT FIELD снова размыкается после повторного включения, не пытайтесь выполнить его замыкание еще раз. Повторяющиеся размыкания свидетельствуют о неисправности электрической сети, которая должна быть устранена квалифицированным техническим специалистом до вылета.

СИГНАЛИЗАЦИЯ ВЫСОКОГО НАПРЯЖЕНИЯ

Сигнализатор HIGH VOLTS (высокое напряжение) включается, когда напряжение на главной или основной шине превышает 32,0 В. Это предупреждение является признаком того, что генератор подает слишком высокое напряжение. Переключатель ALT MASTER необходимо немедленно перевести в положение OFF (выкл.) (См. раздел 3, Порядок действий в аварийных ситуациях, СРАБАТывАНИЕ СИГНАЛИЗАТОРА ВЫСОКОГО НАПРЯЖЕНИЯ).

В случае перенапряжения (или другой неисправности генератора), блок управления генератора автоматически разомкнет A3C ALT FIELD (обмотка возбуждения генератора), обесточивая обмотку возбуждения генератора и прекращая подачу питания генератором. Сигнализатор HIGH VOLTS предупреждает о неисправности цепи автоматического отключения генератора в блоке управления и необходимости ручного перевода пилотом переключателя ALT MASTER в положение OFF.

(Продолжение на след. странице)

ЭЛЕКТРИЧЕСКАЯ СИСТЕМА (продолжение)

АВТОМАТЫ ЗАЩИТЫ СЕТИ И ПРЕДОХРАНИТЕЛИ

Отдельные системные автоматы защиты сети (АЗС) находятся на панели АЗС под штурвалом пилота. Все АЗС на шинах ESSENTIAL BUS, AVIONICS BUS 1 и AVIONICS BUS 2 можно разомкнуть или отключить от электрической сети, потянув за внешнее кольцо, для управления электрической нагрузкой в аварийной ситуации. Использование АЗС в качестве выключателя не рекомендуется, т.к. это приведет к сокращению срока службы АЗС. АЗС на шинах ELECTRICAL BUS 1, ELECTRICAL BUS 2 и CROSSFEED BUS нельзя разомкнуть или отключить от сети.

Распределительный модуль использует три АЗС типа «нажать для сброса (возвращения в исходное положение)» для фидеров электрических шин. Быстродействующий плавкий предохранитель автомобильного типа используется для резервной аккумуляторной батареи. Токовый шунт резервной аккумуляторной батареи использует два заменяемых предохранителя, расположенных на печатной плате контроллера резервной аккумуляторной батареи.

Большая часть оборудования Garmin G1000 оснащена внутренними предохранителями, которые невозможно заменить в обычных условиях. Для выполнения ремонта оборудование должно быть возвращено компании Garmin через одобренные станции технического обслуживания.

(Продолжение на след. странице)

ЭЛЕКТРИЧЕСКАЯ СИСТЕМА (продолжение)

РАЗЪЕМ ДЛЯ ПОДСОЕДИНЕНИЯ АЭРОДРОМНОГО ПИТАНИЯ

Разъем для подсоединения аэродромного питания встроен в распределительный блок и позволяет использование внешнего источника питания при запуске двигателя в холодную погоду или длительных работах по техническому обслуживанию электрического оборудования или авионики. Разъем находится на левой стороне обтекателя рядом с противопожарной перегородкой. Доступ к разъему обеспечивается через специальный лючок.

ПРИМЕЧАНИЕ

Установите выключатели AVIONICS BUS 1 и BUS 2 в положение OFF, если использование авионики не требуется. Если требуется техническое обслуживание авионики, необходимо использование внешнего источника питания постоянного тока 28 В (отрегулированное и отфильтрованное напряжение) для предотвращения повреждения авиационной электроники неустановившимися напряжениями. Установите переключатели AVIONICS BUS 1 и BUS 2 в положение OFF перед запуском двигателя.

Следующую проверку необходимо провести после запуска двигателя с помощью внешнего источника питания (после отсоединения внешнего источника питания).

1. Главный переключатель генератора и аккумулятора MASTER (ALT и BAT) – OFF (выкл.)
2. Выключатели посадочных и рулевых фар LAND и TAXI – ON (вкл.)
3. Управление газом – СНИЗИТЬ ДО ХОЛОСТОГО ХОДА
4. Главный переключатель генератора и аккумулятора MASTER (ALT и BAT) – ON (вкл.) (при включенных рулевых и посадочных фарах)
5. Управление газом – УВЕЛИЧИТЬ (приблизительно до 1500 RPM)
6. Амперметр главной аккумуляторной батареи (M BATT) – ПРОВЕРИТЬ (Положительный ток заряда аккумуляторной батареи)
7. Сигнализатор низкого напряжения LOW VOLTS – ПРОВЕРИТЬ (убедитесь, что предупреждение сигнализатора отсутствует на экране)

ВНИМАНИЕ

ЕСЛИ АМПЕРМЕТР ГЛАВНОЙ АККУМУЛЯТОРНОЙ БАТАРЕИ M BATT НЕ ПОКАЗЫВАЕТ ПОЛОЖИТЕЛЬНЫЙ ТОК ЗАРЯДА (+ AMPS), ИЛИ СИГНАЛИЗАТОР НИЗКОГО НАПРЯЖЕНИЯ НЕ ОТКЛЮЧАЕТСЯ, СНИМИТЕ АККУМУЛЯТОРНУЮ БАТАРЕЮ С САМОЛЕТА И ПРОВЕДИТЕ ЕЕ РЕМОНТ ИЛИ ЗАМЕНУ ДО ВЫЛЕТА.

СИСТЕМЫ ОСВЕЩЕНИЯ

НАРУЖНОЕ ОСВЕЩЕНИЕ

Наружное освещение состоит из навигационных огней на законцовках крыльев и конце вертикального стабилизатора, посадочных/рулежных фар, расположенных на передней кромке левого крыла, проблескового маяка на верхней части вертикального стабилизатора и стробоскопических огней на законцовке каждого крыла.

углублениях нижних поверхностей каждого крыла и обеспечивают освещение зоны каждой двери кабины. Выключатель этих фонарей находится на панели над головой пилота. Задний потолочный фонарь и фонари освещения зоны дверей кабины используют один управляющий выключатель. Нажатие выключателя заднего потолочного фонаря включает фонари, повторное нажатие – выключает.

Все остальные лампы наружного освещения управляются с помощью выключателей на панели переключателей с подсветкой слева от основного пилотажного дисплея. Наружные фонари сгруппированы вместе в зоне LIGHTS (фонари) панели переключателей. Чтобы включить фонари BEACON (проблесковый маяк), LAND (посадочная фара), TAXI (рулежная фара), NAV и STROBE (навигационные и стробоскопические огни), поместите выключатель в верхнее положение. АЗС фонарей находятся на панели АЗС с подсветкой на левой нижней приборной доске, под основным пилотажным дисплеем. АЗС сгруппированы по электрическим шинам: АЗС фонарей BEACON и LAND – на шине ELECTRICAL BUS 1, а фонари TAXI, NAV и STROBE – на шине ELECTRICAL BUS 2.

ПРИМЕЧАНИЕ

Стробоскопические огни и проблесковый маяк не должны использоваться при полете через облака и метеообразования; мигающий свет, отраженный от капель или частиц воды в атмосфере, особенно в ночное время, может вызвать головокружение и потерю ориентации.

(Продолжение на след. странице)

СИСТЕМЫ ОСВЕЩЕНИЯ (продолжение)

ВНУТРЕННЕЕ ОСВЕЩЕНИЕ

Внутреннее освещение состоит из комбинации заливающего освещения зоны экипажа с регулируемой яркостью, внутренней подсветки панелей выключателей и АЗС, освещения панелей авионики, подсветки резервных пилотажных приборов, подсветки центрального пульта, ламп освещения маршрутной карты на штурвалах пилотов и заливающего освещения пассажирской зоны.

Заливающее освещение осуществляется двумя фонарями с регулируемой яркостью в передней зоне экипажа и потолочным фонарем в задней пассажирской зоне. Эти фонари находятся в панели над головой и управляются регуляторами яркости передних фонарей заливающего освещения и кнопочным двухпозиционным выключателем заднего потолочного фонаря. Передние заливающие фонари можно вращать, чтобы обеспечить направленное освещение для пилота или переднего пассажира. Задний потолочный фонарь обеспечивает общее освещение в задней части кабины. Задний потолочный фонарь и фонари освещения зоны дверей кабины под крылом используют один управляющий выключатель.

Подсветка панели переключателей, панели АЗС, панелей органов управления двигателем и управления вентиляцией/обогревом кабины осуществляется с помощью светодиодных панелей подсветки. Вращение регулятора яркости SW/CB PANELS (панели переключателей/АЗС), находящегося на панели переключателей в группе DIMMING (управление яркостью), позволяет регулировать уровень освещения обеих панелей. Вращение регулятора яркости против часовой стрелки снижает яркость освещения от самого высокого уровня до выключения.

Подсветка центрального пульта состоит из светодиодной люминесцентной лампы, встроенной в панель рычагов управления газом и закрылками, которая находится на нижней части центральной приборной доски, и второй светодиодной люминесцентной лампы, встроенной в центральный пульт непосредственно над розеткой питания 12 В. Вращение регулятора яркости PEDESTAL (центральный пульт), находящегося на панели переключателей в группе DIMMING, обеспечивает управление лампами подсветки пульта. Вращение регулятора яркости против часовой стрелки снижает яркость освещения от самого высокого уровня до выключения.

(Продолжение на след. странице)

СИСТЕМЫ ОСВЕЩЕНИЯ (продолжение)

ВНУТРЕННЕЕ ОСВЕЩЕНИЕ (продолжение)

Освещение панелей авионики состоит из подсветки лицевых панелей и экранов основного пилотажного и многофункционального дисплеев и подсветки аудиопанели. Вращение регулятора яркости AVIONICS (авионики), находящегося на панели переключателей в группе DIMMING, обеспечивает управление уровнем освещения. Установка регулятора яркости в выключенное положение, путем вращения регулятора против часовой стрелки до упора, приводит к использованию внутренних фотоэлементов дисплеев для автоматического управления уровнем яркости подсветки. Это состояние является рекомендованным для использования при дневном свете и когда подсветка лицевых панелей авионики и кнопок не требуется. При уровне освещения от низкого до ночного, поворот регулятора яркости AVIONICS по часовой стрелке из выключенного положения переключает управление яркостью подсветки авионики на регулятор яркости AVIONICS. Это состояние является рекомендованным для использования подсветки авионики в ночных условиях или при низком уровне освещения, т.к. позволяет пилоту управлять освещением авионики по мере адаптации к темноте.

Вращение регулятора яркости STBY IND, находящегося на панели переключателей в группе DIMMING, управляет подсветкой резервного указателя воздушной скорости, авиагоризонта, высотомера и нестабилизированного магнитного компаса. Вращение регулятора яркости против часовой стрелки снижает яркость освещения от самого высокого уровня до выключения.

Подсветка карты пилота выполняется при помощи реостата и узла освещения, которые находятся на нижней поверхности штурвала пилота. Подсветка карты обеспечивает освещение, направленное вниз от нижней части штурвала к поясничной области пилота. Для управления подсветкой сначала поверните переключатель NAV в положение ON, затем отрегулируйте яркость подсветки карты с помощью ручки реостата с накаткой. Поворот регулятора яркости по часовой стрелке (если смотреть снизу вверх) увеличивает силу света, вращение регулятора против часовой стрелки уменьшает силу света.

Вне зависимости от рассматриваемой системы освещения наиболее вероятной причиной неисправности освещения, является перегоревшая лампочка. Однако, в случае, если какая-либо система освещения не включается, проверьте соответствующий автомат защиты сети. При неисправности внутреннего освещения, проверьте A3C PANEL LTS; при неисправности наружного освещения, проверьте A3C соответствующего освещения (например, для посадочной фары – A3C LAND LT). Если автомат защиты сети разомкнулся, и признаки короткого замыкания (дым или запах) отсутствуют, отключите соответствующее освещение, замкните A3C и снова включите освещение. При повторном размыкании A3C не выполняйте переустановки до проведения технического обслуживания.

СИСТЕМА ОБОГРЕВА И ВЕНТИЛЯЦИИ КАБИНЫ И ОТТАИВАНИЯ

Температура и объем поступающего в кабину воздуха можно регулировать с помощью реверсных ручек управления CABIN HT (обогрев кабины) и CABIN AIR (вентиляция кабины), см. рис. 7-8. Обе ручки управления имеют фиксаторы положения и позволяют выбирать промежуточные положения.

Для обеспечения вентиляции кабины потяните ручку управления CABIN AIR на себя до упора. Для увеличения температуры воздуха потяните ручку управления CABIN HT на себя, примерно на 1/4 – 1/2 inch для обеспечения небольшого обогрева кабины. Дополнительный обогрев можно обеспечить, потянув ручку CABIN HT дальше на себя; максимальный обогрев обеспечивается при положении ручки CABIN HT «на себя до упора» и ручки CABIN AIR в положении «от себя до упора». Когда обогрев не нужен, отведите ручку управления CABIN HT от себя до упора.

Воздух для обогрева и вентиляции передней части кабины подается через вентиляционные отверстия, расположенные вдоль воздушного коллектора кабины, находящегося впереди ног пилота и переднего пассажира. Воздух для обогрева и вентиляции задней части кабины подается через два воздуховода, которые отходят от воздушного коллектора и идут вниз с каждой стороны кабины к вентиляционному отверстию немного позади педалей руля направления на уровне пола. Воздух для оттаивания лобового стекла также подается двумя воздуховодами от воздушного коллектора кабины к отверстиям оттаивателя рядом с нижним краем лобового стекла. Две ручки управляют задвижками в каждом отверстии оттаивателя, позволяя регулировать поток воздуха на лобовое стекло.

Отдельные регулируемые вентиляторы подают дополнительный воздух; по одному вентилятору находится рядом с каждым верхним углом лобового стекла. Они подают воздух для пилота и переднего пассажира. Два вентилятора в задней части кабины подают воздух для пассажиров на задних креслах. Также в кабине имеются несколько дополнительных вентиляторов.

СИСТЕМА ОБОГРЕВА И ВЕНТИЛЯЦИИ КАБИНЫ И ОТТАИВАНИЯ

63116

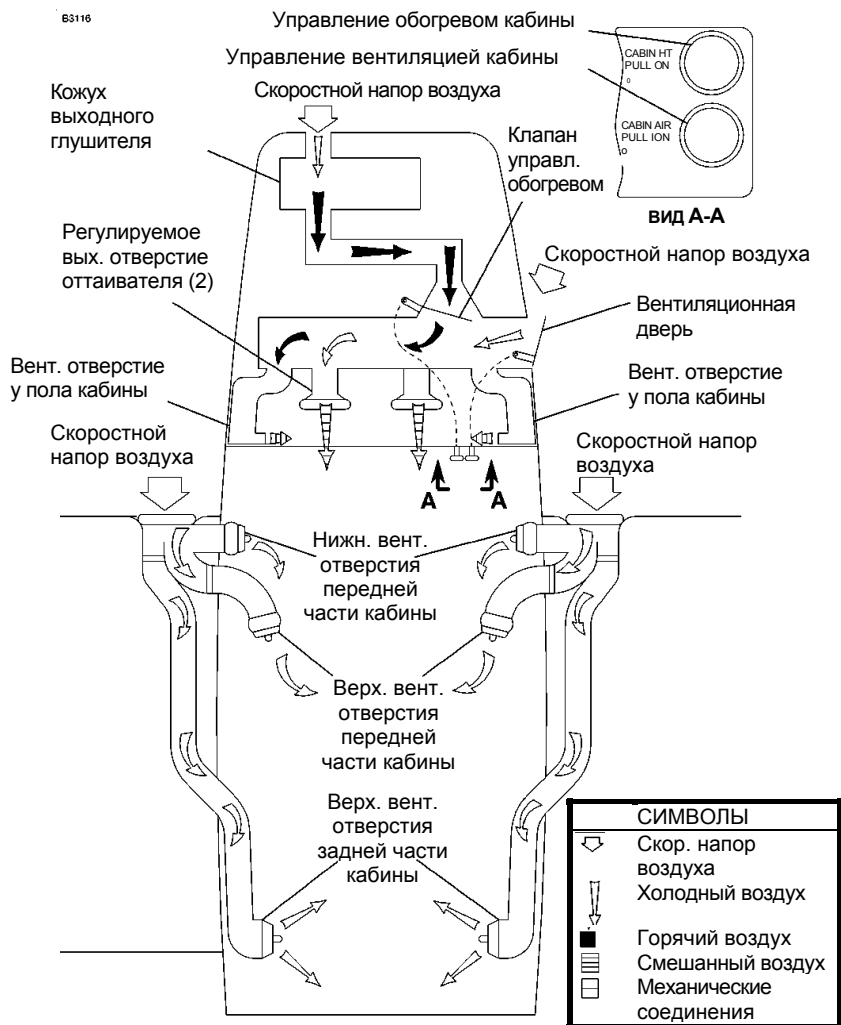


Рисунок 7-8

СИСТЕМА ВОЗДУШНЫХ СИГНАЛОВ И ПРИБОРЫ

Система полного и статического давления использует обогреваемый приемник полного давления воздуха (трубка Пито), закрепленный на нижней поверхности левого крыла, порт статического давления, находящийся на левой стороне передней части фюзеляжа и соединительную арматуру для соединения компьютера воздушных сигналов и стандартных приборов, использующих воздушные сигналы, к источникам сигналов.

Система обогрева приемника воздушного давления использует электрический нагревательный элемент, встроенный в корпус приемника давления. Управляющий переключатель PITOT HEAT находится на панели переключателей под левым нижним углом основного пилотажного дисплея. АЗС PITOT HEAT находится на панели АЗС на левой нижней стороне приборной доски пилота.

Клапан резервного приемника статического давления (ALT STATIC AIR) расположен рядом с рычагом управления газом. Клапан ALT STATIC AIR обеспечивает подачу статического давления из кабины в случае засорения внешнего приемника статического давления.

При подозрении на неправильные показания приборов в связи с попаданием воды или льда в воздухопроводы стандартного внешнего приемника статического давления, необходимо потянуть на себя клапан резервного приемника статического давления.

Значения давления в кабине будут изменяться при открытых отверстиях обогрева и вентиляции и окнах. См. раздел 5, рис. 5-1 (лист 2), таблица поправок «Тарировка воздушной скорости – резервный приемник статического давления».

ВАКУУМНАЯ СИСТЕМА И ПРИБОРЫ

Вакуумная система, см. рис. 7-9, обеспечивает наличие вакуума, необходимого для работы резервного авиагоризонта. Система состоит из одного вакуумного насоса с приводом от двигателя, вакуумного регулятора, резервного авиагоризонта, воздушного фильтра вакуумной системы и вакуумного датчика. Вакуумный датчик посылает сигнал на дисплей двигателя, который обрабатывается и отображается в виде значения вакуума на странице ENGINE системы индикации параметров работы двигателя. Если уровень вакуума от вакуумного насоса с приводом от двигателя, падает ниже 3,5 in.hg., сигнализатор низкого уровня вакуума LOW VACUUM будет отображаться желтым цветом на основном пилотажном дисплее.

АВИАГОРИЗОНТ

Резервный вакуумный авиагоризонт является вакуумным гироскопическим прибором, расположенным на центральной приборной доске под многофункциональным дисплеем. Авиагоризонт оснащен бленкером сигнализации низкого уровня вакуума (GYRO), который становится видимым, когда уровень вакуума падает ниже уровня, необходимого для надежной работы гироскопа.

ИНДИКАТОР ВАКУУМА

Индикатор вакуума отображается на странице ENGINE системы индикации работы двигателя, вдоль левой стороны основного пилотажного дисплея при запуске двигателя или вдоль левого края многофункционального дисплея в нормальном режиме полета. При реверсивной работе дисплеев вертикальная диаграмма системы индикации работы двигателя (EIS) появляется вдоль левой стороны рабочего дисплея.

СИГНАЛИЗАЦИЯ НИЗКОГО УРОВНЯ ВАКУУМА

Сигнализатор низкого уровня вакуума LOW VACUUM появляется вдоль правой стороны основного пилотажного дисплея и отображается желтым цветом.

ВАКУУМНАЯ СИСТЕМА

B4016

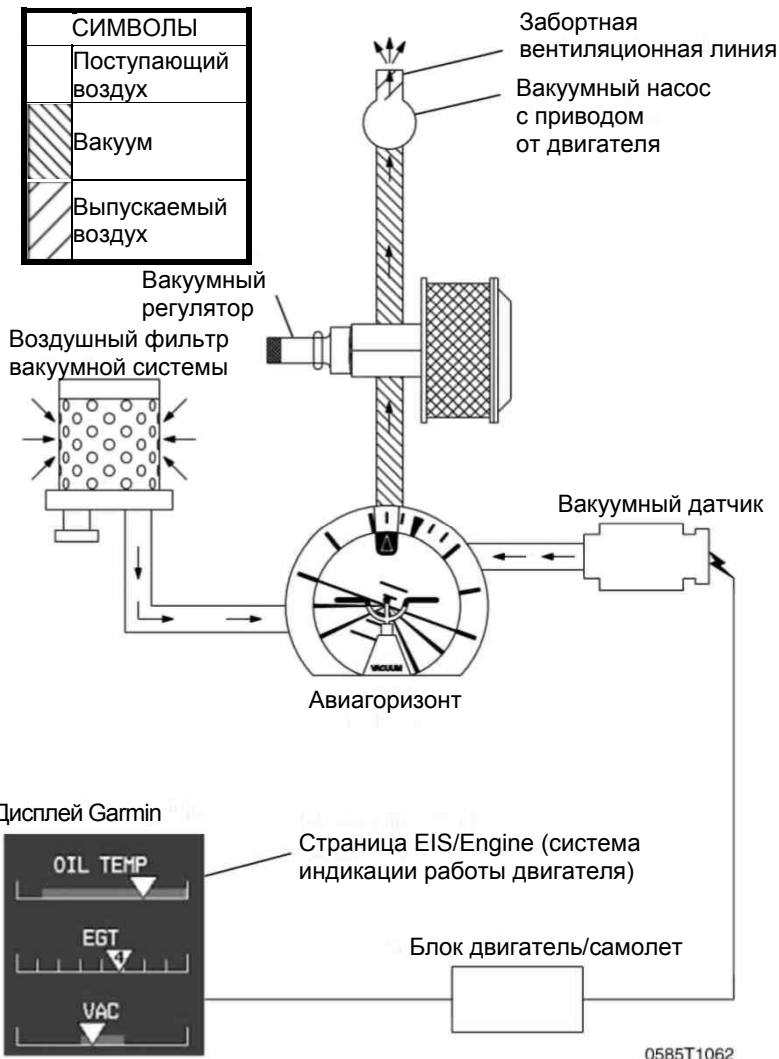


Рисунок 7-9

ЧАСЫ/УКАЗАТЕЛЬ ТЕМПЕРАТУРЫ НАРУЖНОГО ВОЗДУХА

Окошко с числовым значением времени или часами, на основе времени GPS, и окошко указателя температуры наружного воздуха расположены вдоль нижнего края основного пилотажного дисплея. Указатель температуры наружного воздуха использует датчик температуры воздуха, расположенный сверху кабины.

СИСТЕМА СИГНАЛИЗАЦИИ КРИТИЧЕСКИХ УГЛОВ АТАКИ

Самолет оборудован системой сигнализации критических углов атаки пневматического типа, состоящей из впускного отверстия в передней кромке левого крыла, пневматической сирены рядом с левым верхним углом лобового стекла и соединительной арматуры. При приближении самолета к сваливанию низкое давление над верхней поверхностью крыла перемещается вперед вокруг передней кромки крыла. Это низкое давление создает перепад давлений в системе сигнализации критических углов атаки, который обеспечивает прохождение потока воздуха через сирену аварийной сигнализации, что вызывает звуковой сигнал на скоростях 5 – 10 knots больше скорости сваливания в любых режимах полета.

Систему сигнализации критических углов атаки необходимо проверять во время предполетной проверки, путем создания разряжения воздуха в системе. Для создания разряжения воздуха приложите чистый носовой платок к вентиляционному отверстию системы и потяните воздух ртом или используйте какое-либо другое всасывающее приспособление для активации сирены сигнализации. Система находится в рабочем состоянии, если сирена сигнализации издает звуковой сигнал при использовании всасывания.

СТАНДАРТНАЯ АВИОНИКА

Система авионики Garmin G1000 является интегрированной системой навигации и управления полетом. В состав системы входят основные пилотажные приборы и средства связи, а также средства отображения системной и навигационной информации. Вся информация отображается на двух цветных дисплеях. Система G1000 включает в себя следующее оборудование:

ДИСПЛЕЙ GARMIN (GDU)

Два одинаковых дисплея установлены на приборной доске. Один, расположенный перед пилотом, имеет конфигурацию основного пилотажного дисплея. Второй дисплей, расположенный справа, имеет конфигурацию многофункционального дисплея.

Основной пилотажный дисплей показывает пилоту углы крена и тангажа, навигационные данные направления и курса, а также высоту, воздушную скорость и вертикальную скорость. Основной пилотажный дисплей также отображает частоты систем связи и навигации, как и предупреждения и сведения о состоянии систем самолета.

Многофункциональный дисплей показывает большую масштабируемую движущуюся карту, которая соответствует действительному положению самолета. Данные от других элементов системы можно накладывать на изображение карты. Местоположение и направление движения находящихся поблизости самолетов, информация о грозе и погоде также могут отображаться на многофункциональном дисплее. Многофункциональный дисплей также является основным для отображения параметров работы двигателя, топливной и электрической систем.

В реверсивном режиме работы полетная информация и основная информация о работе двигателя отображаются на обоих экранах. Эта функция обеспечивает пилоту полный доступ ко всей необходимой информации в случае неисправности одного из дисплеев.

(Продолжение на след. странице)

СТАНДАРТНАЯ АВИОНИКА (продолжение)

АУДИОПАНЕЛЬ (GMA)

Аудиопанель системы G1000 обеспечивает коммутацию всех цифровых связанных и навигационных сигналов, а также содержит органы управления системой внутренней связи и маркерным радиомаяком. Она устанавливается на приборную доску между основным пилотажным и многофункциональным дисплеями. Аудиопанель также управляет реверсивным режимом работы основного пилотажного и многофункционального дисплеев.

ПРИМЕЧАНИЕ

Использование функции COM 1/2 не разрешено.

ИНТЕГРИРОВАННЫЙ БЛОК АВИОНИКИ (GIA)

Два интегрированных блока авионики установлены в системе G1000. Они установлены на стойках в хвостовом обтекателе за шторкой багажного отсека. Эти блоки выполняют функцию единого коммуникационного узла, обеспечивающего связь между всеми остальными периферийными частями системы и дисплеями GDU. Каждый блок содержит приемник GPS, навигационный УКВ приемник, приемопередатчик УКВ связи и микропроцессоры главной системы. Первый блок GIA, получивший навигационный сигнал 3-D со спутника GPS, становится активным GPS-источником.

КУРСОВЕРТИКАЛЬ (AHRS) И МАГНИТОМЕТР (GRS)

Курсовертикаль AHRS передает информацию о характеристиках пространственного положения и летных характеристиках самолета на дисплеи G1000 и интегрированные блоки авионики, расположенные в хвостовом обтекателе самолета. Блок AHRS оборудован акселерометрами, датчиками наклона и датчиками угловой скорости, которые заменяют вращающиеся гироскопы, используемые на других самолетах. Магнитометр находится внутри панели левого крыла и соединен с AHRS для передачи данных курса.

(Продолжение на след. странице)

СТАНДАРТНАЯ АВИОНИКА (продолжение)

КОМПЬЮТЕР ВОЗДУШНЫХ СИГНАЛОВ (ADC)

Компьютер воздушных сигналов получает информацию от системы полного и статического воздушного давления. Блок ADC установлен за приборной доской за многофункциональным дисплеем. Датчик температуры наружного воздуха, расположенный сверху кабины, подключен к ADC. Компьютер воздушных сигналов ADC рассчитывает барометрическую высоту, воздушную скорость, истинную воздушную скорость, вертикальную скорость и температуру наружного воздуха.

МОНИТОР ДВИГАТЕЛЯ (GEA)

Монитор двигателя отвечает за получение и обработку сигналов от всех датчиков двигателя и самолета. Он подключен ко всем измерительным датчикам температуры головки цилиндра, датчикам температуры выхлопных газов, частоты вращения двигателя, расхода топлива и к системе измерения уровня топлива. Данный блок передает обработанную информацию на компьютеры дисплея двигателя.

УВД ОТВЕТЧИК (GTX)

УВД ответчик (транспондер) режима S обеспечивает функционирование режимов A, C и S. Управление и работа УВД ответчика осуществляются при помощи основного пилотажного дисплея. Блок УВД ответчика установлен на стойках авионики в хвостовом обтекателе.

ПОЛУЧЕНИЕ ДАННЫХ О ПОГОДЕ ХМ И РАДИОКАНАЛ ПЕРЕДАЧИ ДАННЫХ (GDL)

Канал передачи данных о погоде и радиосигнала (ХМ) обеспечивает передачу метеоинформации и цифрового аудио сигнала в кабину пилота. Блок установлен в хвостовом обтекателе за шторкой багажного отсека. Данный блок соединен с многофункциональным дисплеем высокоскоростной шиной передачи данных. Передача метео ХМ информации и ХМ радио осуществляется в S-диапазоне частот, что обеспечивает надежную связь на любой высоте на всей территории Северной Америки. Для использования канала передачи метео данных и радиосигнала ХМ необходимо подписаться на услугу спутникового радио ХМ.

(Продолжение на след. странице)

СТАНДАРТНАЯ АВИОНИКА (продолжение)

АВТОПИЛОТ GFC 700 (AFCS) (при наличии)

Более подробная информация о работе системы приведена в справочном руководстве пилота G1000.

ШТУРВАЛЬНОЕ УПРАВЛЕНИЕ (CWS)

Кнопка штурвального управления (CWS), расположенная на штурвале пилота, немедленно отсоединяет сервоприводы крена и тангажа при ее нажатии. Большие изменения тангажа при использовании штурвального режима вызовут разбалансировку самолета. Проведите повторное триммирование самолета по необходимости при использовании штурвального режима управления, чтобы уменьшить усилия на штурвале управления или значительные колебания тангажа, которые могут иметь место после отпускания кнопки CWS.

ВНИМАНИЕ

ЕСЛИ АВТОПИЛОТ ВКЛЮЧЕН В РАБОЧЕМ РЕЖИМЕ NAV, APR ИЛИ ВС, ПРИ РУЧНОМ ПЕРЕКЛЮЧЕНИИ НАВИГАЦИОННОГО ИСТОЧНИКА С ПОМОЩЬЮ СЕНСОРНОЙ КЛАВИШИ CDI, ПЕРЕКЛЮЧЕНИЕ ПРЕРВЕТ НАВИГАЦИОННЫЙ СИГНАЛ НА АВТОПИЛОТ И ПРИВЕДЕТ К ВОЗВРАЩЕНИЮ АВТОПИЛОТА В РАБОЧИЙ РЕЖИМ ROL. ЗВУКОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ НЕ ВКЛЮЧАЕТСЯ. В РЕЖИМЕ ROL АВТОПИЛОТ БУДЕТ ПОДДЕРЖИВАТЬ ТОЛЬКО ГОРИЗОНТАЛЬНОЕ ПОЛОЖЕНИЕ КРЫЛЬЕВ, И НЕ БУДЕТ КОРРЕКТИРОВАТЬ НАПРАВЛЕНИЕ ИЛИ КУРС ДВИЖЕНИЯ САМОЛЕТА. УСТАНОВИТЕ ПРАВИЛЬНОЕ ЗНАЧЕНИЕ КУРСА И ВЫБЕРИТЕ ПРАВИЛЬНЫЙ НАВИГАЦИОННЫЙ ИСТОЧНИК НА ИНДИКАТОРЕ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ПОЛОЖЕНИЯ С ПОМОЩЬЮ СЕНСОРНОЙ КЛАВИШИ CDI ПЕРЕД ВКЛЮЧЕНИЕМ АВТОПИЛОТА В ЛЮБОМ ДРУГОМ РАБОЧЕМ РЕЖИМЕ.

(Продолжение на след. странице)

СХЕМА СИСТЕМЫ GFC 700

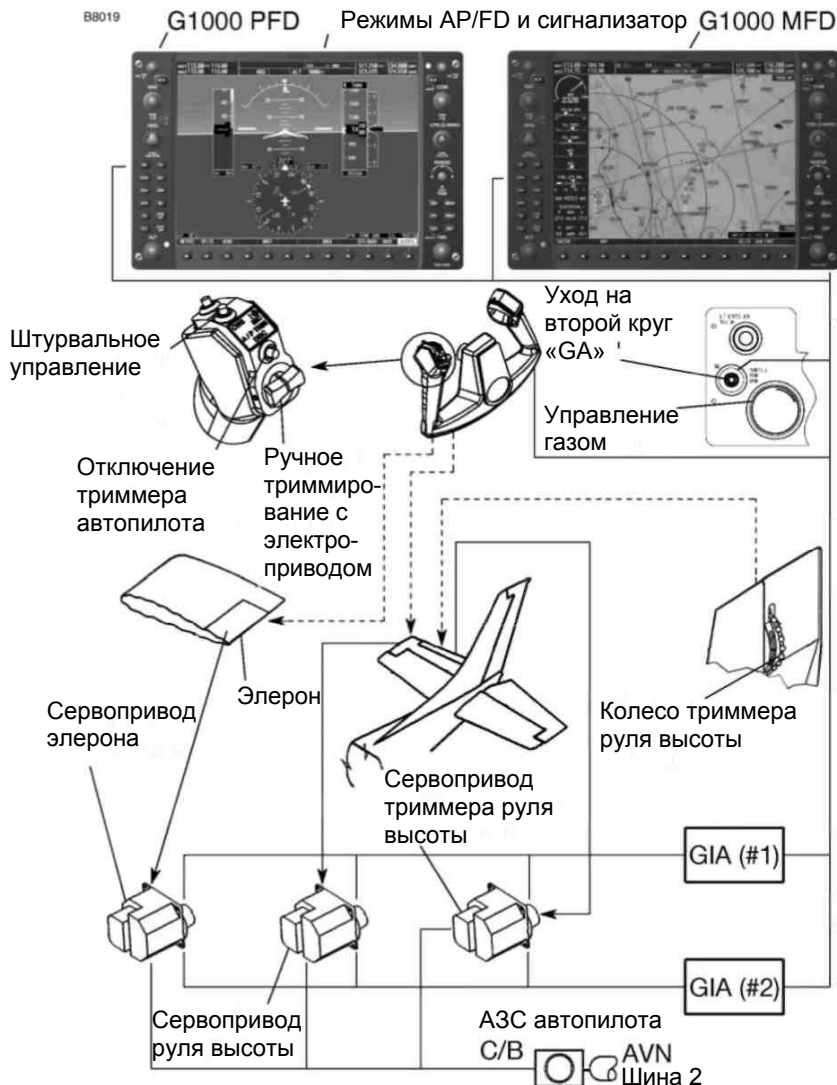


Рис. 7-10

ВСПОМОГАТЕЛЬНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ ДЛЯ АВИОНИКИ

Вентиляторы охлаждения авионики, антенны, микрофоны и гарнитур, преобразователь мощности и статические разрядники поддерживают работу авиационного электронного оборудования.

ВЕНТИЛЯТОРЫ ОБДУВА АВИОНИКИ

Четыре электрических вентилятора постоянного тока обеспечивают циркуляцию нагнетаемого и атмосферного воздуха для охлаждения оборудования авионики G1000. Одиночный вентилятор в хвостовом обтекателе обеспечивает подачу нагнетаемого воздуха для охлаждения интегрированных блоков авиационной электроники и УВД ответчика. Вентилятор, расположенный за приборной доской, удаляет воздух из области между противопожарной перегородкой и приборной доской, направляя теплый воздух вверх с внутренней стороны лобового стекла. Два дополнительных вентилятора обеспечивают подачу воздуха непосредственно на теплоотводы, расположенные на передних сторонах основного пилотажного и многофункционального дисплеев.

Питание на эти вентиляторы подается, когда главный переключатель MASTER (BAT) и переключатель AVIONICS (BUS 1 и BUS 2) находятся в положении ON (вкл.).

ПРИМЕЧАНИЕ

Ни один из вентиляторов системы охлаждения не будет работать, когда авионика на основной шине получает питание от резервной аккумуляторной батареи.

(Продолжение на след. странице)

ВСПОМОГАТЕЛЬНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ ДЛЯ АВИОНИКИ (продолжение)

АНТЕННЫ

Две двухрежимные УКВ антенны COM/GPS установлены сверху кабины. Антенна COM 1/GPS 1 установлена с правой стороны, а антенна 2/GPS 2 установлена с левой стороны. Они соединены с двумя связными УКВ приемопередатчиками и двумя приемниками GPS в интегрированных блоках авионики.

Антенна GDL также установлена сверху кабины. Она обеспечивает передачу сигнала на приемник передачи данных GDL-69A XM Data. Навигационная антенна ножевого типа установлена на одной из сторон вертикального стабилизатора. Эта антенна обеспечивает передачу сигналов VOR (всеаправленного курсового радиомаяка УКВ - диапазона) и глиссиды на навигационные УКВ приемники, находящиеся в интегрированных блоках авионики.

Антенна маркерного радиомаяка установлена снизу хвостового обтекателя. Она обеспечивает передачу сигнала на приемник маркерного радиомаяка, расположенный в аудиопанели.

Антенна УВД ответчика установлена снизу кабины и соединена с транспондером режима S коаксиальным кабелем.

Антенна дальномера (DME) Bendix/King (при наличии) установлена снизу хвостового обтекателя и соединена с приемником DME Bendix/King коаксиальным кабелем.

(Продолжение на след. странице)

ВСПОМОГАТЕЛЬНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ ДЛЯ АВИОНИКИ (продолжение)

УСТАНОВКА МИКРОФОНОВ И ГАРНИТУР

Стандартное оборудование самолета включает ручной микрофон, верхний громкоговоритель, два переключателя микрофонов на штурвалах и оборудование для подключения гарнитур на каждом месте пилотов и пассажиров.

Ручной микрофон оборудован встроенной тангентой (нажимной кнопкой). Микрофон установлен на центральном пульте и доступен для использования, как пилотом, так и передним пассажиром. Нажатие тангенты обеспечивает передачу голоса по переговорным радиоустройствам.

Верхний громкоговоритель расположен на центральной верхней консоли. Громкость и мощность данного громкоговорителя управляются через аудиопанель.

На каждом штурвале управления имеется тангента. Эта кнопка включения микрофона позволяет пилоту или переднему пассажиру вести радиосвязь с помощью микрофонов.

Каждое место пассажира или пилота в самолете оборудовано авиационной гарнитурой. Гнезда для микрофона и гарнитур находятся на соответствующих боковых панелях и используются для переговоров между пассажирами и пилотом. Система внутренней связи работает таким образом, что микрофоны включаются при подаче голоса. Только пилот или передний пассажир могут передавать сообщения по радио связи.

ПРИМЕЧАНИЕ

Чтобы обеспечить хорошую слышимость и четкость при передаче сообщений с помощью ручного микрофона, держите его как можно ближе к губам, нажмите переключатель «передача-прием» и говорите прямо в микрофон. Старайтесь не закрывать отверстие на задней части микрофона для лучшего шумоподавления.

(Продолжение на след. странице)

ВСПОМОГАТЕЛЬНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ ДЛЯ АВИОНИКИ (продолжение)

ДОПОЛНИТЕЛЬНАЯ РОЗЕТКА ПОДКЛЮЧЕНИЯ АУДИОСИСТЕМЫ

Дополнительная розетка подключения аудиосистемы (AUX AUDIO IN) находится на центральном пульте, см. рис. 7-2. Она позволяет подключение развлекательных аудио устройств, таких как кассетные, CD или MP3 плееры, для прослушивания музыки через гарнитуры.

Сигнал от входа AUX AUDIO IN автоматически приглушается при радиосообщениях или при выборе пилотом режима изолирования системы внутренней связи на аудиопанели. Кнопка AUX на аудиопанели не управляет сигналом AUX AUDIO IN. Более подробное описание и инструкция по эксплуатации аудиопанели приведены в справочном руководстве пилота Garmin G1000.

Так как вход для развлекательных аудио устройств не управляется переключателем, отменить выбор развлекательной системы нельзя никаким образом кроме ее отключения от входного разъема. В случае большой рабочей нагрузки на пилота и/или сложной воздушной обстановки, разумным является отключение развлекательной аудиосистемы с целью устранения источника помех для работы экипажа.

ПРИМЕЧАНИЕ

- При инструктаже пассажиров необходимо предупредить, что использование входа AUX AUDIO IN (вход для развлекательных аудиосистем) и портативных электронных устройств разрешается только в крейсерском полете.
- Отключите кабель от розетки AUX AUDIO IN, когда она не используется.
- Обращайтесь с аудио кабелями в кабине осторожно, чтобы в них не запутались пассажиры и оборудование в кабине, и чтобы избежать повреждения кабелей.

(Продолжение на след. странице)

ВСПОМОГАТЕЛЬНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ ДЛЯ АВИОНИКИ (продолжение)

ШТЕПСЕЛЬНАЯ РОЗЕТКА 12В

Преобразователь напряжения (трансформатор), расположенный на противопожарной перегородке за правой приборной доской, понижает напряжение 28 В постоянного тока до 12 В постоянного тока. Этот преобразователь обеспечивает до 10 А мощности для работы портативных устройств, таких как ноутбуки и аудио плееры. Розетка (POWER OUTLET 12V-10A) находится на центральном пульте, см. рис. 7-2.

Выключатель, расположенный на панели переключателей с маркировкой CABIN PWR 12V (питание 12 В в кабине) управляет работой штепсельной розетки.

ПРИМЕЧАНИЕ

- Зарядка литиевых батарей может привести к взрыву литиевых батарей.
- Обязательно ознакомьтесь с требованиями производителя по питанию оборудования перед подсоединением этого оборудования к розетке системы питания кабины 12 В. Максимальная сила тока для данной системы составляет 10 А.
- Обращайтесь с аудио кабелями в кабине осторожно, чтобы в них не запутались пассажиры и оборудование в кабине, и чтобы избежать повреждения кабелей под напряжением.
- Отсоедините кабели питания/адаптера, когда они не используются.

(Продолжение на след. странице)

ВСПОМОГАТЕЛЬНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ ДЛЯ АВИОНИКИ (продолжение)

СТАТИЧЕСКИЕ РАЗРЯДНИКИ

Статические разрядники расположены в различных точках по всему фюзеляжу самолета, для уменьшения помех от статического электричества. При особо тяжелых погодных условиях с присутствием электростатических разрядов возможна потеря радиосигнала даже при установленных статических разрядниках. По возможности, избегайте известных зон со сложными погодными условиями, чтобы избежать потери уверенного приема/передачи радиосигналов. Если избежать подобной зоны не удастся, уменьшите воздушную скорость до минимума и подготовьтесь к временной потере радиосигналов во время нахождения в этой зоне.

Статические разрядники теряют свою эффективность со временем и поэтому должны периодически проверяться квалифицированным техническим персоналом, хотя бы при ежегодной инспекции самолета.

ДОПОЛНИТЕЛЬНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ В КАБИНЕ

АВАРИЙНЫЙ РАДИОМАЯК (ELT)

Информация по эксплуатации ELT приведена в разделе 9, дополнение 1 или 2.

ОГнетушитель в кабине

Портативный огнетушитель Halon 1211 (бромхлордифторметан) установлен в держателе на панели пола между передними креслами, чтобы обеспечивался свободный доступ к нему в случае пожара. Огнетушитель имеет классификацию 5B:C в соответствии с Underwriters Laboratories.

Огнетушитель необходимо проверять перед каждым вылетом, чтобы убедиться, что давление в огнетушителе по шкале в верхней его части находится в пределах зеленой дуги (приблизительно 125 psi), и стопорный штифт рабочего рычага надежно закреплен на своем месте.

Чтобы использовать огнетушитель:

1. Ослабьте зажим (-ы) и снимите огнетушитель с кронштейна.
2. Удерживайте огнетушитель вертикально, потяните за стопорный штифт рабочего рычага и нажмите на рычаг. Сначала направьте жидкость к основанию передней границы огня. Далее перемещайте струю жидкости по направлению к задней границе огня, быстро перемещая сопло огнетушителя поворотами из стороны в сторону.

ВНИМАНИЕ
БЫСТРО ПРОВЕНТИЛИРУЙТЕ КАБИНУ ПОСЛЕ
УСПЕШНОГО ТУШЕНИЯ ОГНЯ, ЧТОБЫ СНИЗИТЬ
КОЛИЧЕСТВО ГАЗОВ, ОБРАЗУЮЩИХСЯ ИЗ-ЗА
ТЕРМИЧЕСКОГО РАСПАДА.

3. Объем смеси кабинного огнетушителя хватает приблизительно на восемь секунд непрерывного использования.

Заправку огнетушителя должен проводить квалифицированный представитель органов пожарной безопасности после каждого применения огнетушителя. После заправки надежно закрепите огнетушитель на крепежном кронштейне.

(Продолжение на след. странице)

ДОПОЛНИТЕЛЬНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ В КАБИНЕ (продолжение)

СИСТЕМА ОБНАРУЖЕНИЯ УГАРНОГО ГАЗА

Система обнаружения угарного газа (CO) состоит из одиночного детектора, расположенного за приборной доской. Питание на детектор подается от бортовой электрической сети постоянного тока. Детектор интегрирован с системой Garmin G1000 и обеспечивает подачу сигналов тревоги и отображение сообщений предупреждения на основном пилотажном дисплее.

Когда система обнаружения CO фиксирует уровень CO 50 PPM или более, система сигнализации включает мигающее аварийное предупреждение CO LVL HIGH в окне предупреждений на основном пилотажном дисплее с непрерывным звуковым сигналом до тех пор, пока не будет нажата сенсорная клавиша основного пилотажного дисплея под надписью WARNING (предупреждение). После этого, сигнализация будет гореть постоянно, пока уровень CO не упадет ниже 50 PPM, при этом, сигнализация автоматически отключается.

Если система обнаружения CO обнаруживает внутреннюю неисправность системы, которая требует технического вмешательства, сообщение CO DET SRVC отображается в окне сигнализации основного пилотажного дисплея. При наличии проблемы в интерфейсе между системой G1000 и системой обнаружения CO, сообщение CO DET FAIL появляется в окне сигнализации основного пилотажного дисплея.

НАЗЕМНОЕ И ТЕХНИЧЕСКОЕ ОБСЛУЖИВАНИЕ

ОГЛАВЛЕНИЕ

	Страница
Введение	8-3
Идентификационная табличка	8-4
Рекомендации для владельца самолета Cessna	8-4
Владельцы самолетов в США	8-4
Владельцы самолетов в других странах	8-4
Документация	8-5
Файл самолетных документов	8-6
Интервалы инспекций самолета	8-7
Инспекции в соответствии с требованиями FAA	8-7
Программы инспекций Cessna	8-7
Программа технической поддержки Cessna	8-8
Профилактическое обслуживание, выполняемое пилотом	8-8
Модификации или ремонт конструкции самолета	8-9
Наземное обслуживание	8-9
Буксировка	8-9
Парковка	8-9
Швартовка	8-10
Подъем самолета	8-10
Выравнивание	8-11
Хранение в летном состоянии	8-11
Сервисное обслуживание	8-12
Масло	8-13
Спецификация масла	8-13
Рекомендованная вязкость в зависимости от температуры	8-13
Емкость картера двигателя	8-14
Замена масла и масляного фильтра	8-14

(Продолжение на след. странице)

ОГЛАВЛЕНИЕ (продолжение)

	Страница
Топливо	8-15
Одобранные марки топлива (и цвета)	8-15
Емкость топливных баков	8-15
Присадки к топливу	8-16
Загрязнение топлива	8-20
Посадочное шасси	8-21
Очистка и уход	8-22
Лобовое стекло и окна	8-22
Окрашенные поверхности	8-23
Уход за винтом	8-24
Уход за двигателем	8-24
Уход за интерьером	8-25/8-26
Уход за авионикой	8-25/8-26

ВВЕДЕНИЕ

В данном разделе приводится рекомендуемый порядок действий при выполнении наземного обслуживания и процедур планового и технического обслуживания вашего самолета. Данный раздел также устанавливает определенные требования к инспекциям и техническому обслуживанию, которые необходимо соблюдать для обеспечения летных характеристик и надежности, характерных для нового самолета. Важно следовать установленным графикам выполнения смазки и профилактического обслуживания, основываясь на климатических и летных условиях, характерных для вашего региона.

Поддерживайте связь с местным центром технического обслуживания Cessna и пользуйтесь знаниями и опытом его специалистов. Работники центра технического обслуживания Cessna знают ваш самолет и операции по его техническому обслуживанию. Они напомнят вам, когда необходимо проводить смазку и замену масла, а также другие периодические и сезонные процедуры технического обслуживания.

Самолет необходимо регулярно проверять и подвергать техническому обслуживанию в соответствии с информацией, приведенной в Руководстве по техническому обслуживанию самолета и в выпускаемых компанией сервисных бюллетенях и информационных письмах. Необходимо следовать всем требованиям сервисных бюллетеней, имеющих отношение к самолету по серийному номеру, и самолет должен подвергаться постоянным и необходимым проверкам в соответствии с этими бюллетенями. Cessna не приветствует выполнение каких-либо модификаций, как по дополнительным сертификатам типа (STC), так и в каком-либо ином виде, если данные сертификаты не были одобрены компанией Cessna. Выполнение таких модификаций может повлечь за собой освобождение компании Cessna от гарантийных обязательств по самолету, т.к. Cessna не может знать полного влияния модификаций на работу самолета. Эксплуатация модифицированного самолета может являться опасной для находящихся в самолете людей. Также, данные по эксплуатационным и летным характеристикам, приведенные в данном справочном руководстве пилота, более не будут являться точными для модифицированного самолета.

ИДЕНТИФИКАЦИОННАЯ ТАБЛИЧКА

Вся переписка в отношении вашего самолета должна включать серийный номер. Серийный номер, номер модели, номер производственной лицензии (PC) и номер сертификата типа (TC) приведены на идентификационной табличке, расположенной на левой стороне хвостовой балки. На специальной табличке, установленной на нижней части косяка левой передней двери, имеется информация о составе краски (код), использовавшейся для наружной покраски самолета. Данный код может использоваться совместно с иллюстрированным каталогом запасных частей, если необходима информация по отделке самолета.

РЕКОМЕНДАЦИИ ДЛЯ ВЛАДЕЛЬЦЕВ САМОЛЕТОВ CESSNA

Рекомендации для владельцев самолетов Cessna (Aircraft Owner Advisory) бесплатно высылаются зарегистрированным в FAA владельцам самолетов Cessna, чтобы проинформировать их об обязательных и/или рекомендуемых технических требованиях или модификациях продукции. Копии действительных бюллетеней доступны в сервисных центрах Cessna и отделе по работе с клиентами Cessna Propeller Aircraft.

ВЛАДЕЛЬЦЫ САМОЛЕТОВ В США

Если ваш самолет зарегистрирован в США, соответствующие Рекомендации для владельцев самолетов Cessna будут высланы вам по почте автоматически в соответствии с последним регистрационным номером самолета и адресом, который вы указали при регистрации в FAA. Таким образом, необходимо, чтобы вы предоставляли правильную и не устаревшую информацию в FAA.

Если вы хотите получать дополнительную копию рекомендаций для владельцев самолетов по адресу, отличающемуся от указанного при регистрации в FAA, пожалуйста, заполните и вышлите в наш адрес форму заявления о получении Рекомендаций для владельцев самолетов (никаких других действий от владельца самолета не требуется).

ВЛАДЕЛЬЦЫ САМОЛЕТОВ В ДРУГИХ СТРАНАХ

Чтобы получить Рекомендации для владельцев самолетов Cessna, пожалуйста, заполните и вышлите в наш адрес форму заявления о получении Рекомендаций.

Получение действительного заявления обеспечивает подписку на получение Рекомендаций для владельцев Cessna в течение одного года. По окончании этого срока вам будет выслано извещение об обновлении подписки. Очень важно, чтобы вы своевременно сообщили нам ваш новый адрес (при его изменении), чтобы Вы получали эту важную информацию.

ДОКУМЕНТАЦИЯ

Различные документы и справочные издания по летной эксплуатации находятся в самолете при поставке с завода. Эти издания перечислены ниже:

- Справочник по программам технической поддержки
- Справочное руководство пилота и руководство по летной эксплуатации, одобренное FAA
- Контрольная карта проверок
- Карточка для инструктажа пассажиров
- Указатель центров технического обслуживания Cessna

Для получения дополнительной документации или справочной информации вы можете связаться с отделом по работе с клиентами Cessna Propeller Aircraft, тел. (316) 517-5800, факс (316) 517-7271, или письменно обратиться в компанию Cessna Aircraft по адресу P.O. Box 7706, Wichita, KS 67277, Dept 751C.

Перечисленные ниже документы, а также многие другие материалы для вашего самолета, доступны в центрах технического обслуживания Cessna.

- Информационное руководство (содержит информацию из справочного руководства пилота)
- Руководство по техническому обслуживанию, сборник электрических схем, иллюстрированный каталог деталей

В центрах технического обслуживания Cessna имеется каталог всех доступных материалов и изданий, многие из которых имеются прямо в центрах технического обслуживания. Любой документ, которого нет в наличии, может быть заказан центром технического обслуживания.

ПРИМЕЧАНИЕ

Чтобы получить новое Справочное руководство пилота или Руководство по летной эксплуатации, одобренное FAA, взамен потерянного или поврежденного, необходимо обратиться в центр технического обслуживания Cessna. Заявление о замене должно включать имя владельца, серийный номер самолета и причину замены, так как Справочное руководство пилота и Руководство по летной эксплуатации, одобренное FAA, выпускаются только для конкретных серийных номеров самолета.

ФАЙЛ САМОЛЕТНЫХ ДОКУМЕНТОВ

В файл самолетных документов входят различные данные, информация и лицензии. Ниже приведен перечень документов, входящих в данный файл. Кроме того, необходимо периодически проверять имеющиеся данные на соответствие последним требованиям Федеральных авиационных правил США.

В самолете всегда должны быть представлены на видном месте следующие документы:

1. Сертификат летной годности (FAA Form 8100-2)
2. Сертификат регистрации самолета (FAA Form 8050-3)
3. Лицензия на радиостанцию самолета (при необходимости)

В самолете всегда должны находиться следующие документы:

1. Действительное Справочное руководство пилота и Руководство по летной эксплуатации, одобренное FAA
2. Справочное руководство пилота Garmin G1000 (190-00384-00 изд. В или более позднее)
3. Руководство по массе и центровке и сопутствующие документы (последняя версия Формы по модификациям конструкции самолета и ремонту, FAA Form 337, при наличии)
4. Список оборудования

По запросу должны быть предоставлены следующие документы:

1. Формуляр самолета
2. Формуляр двигателя

Большинство из перечисленных документов необходимы в соответствии с Федеральными авиационными правилами США. Так как правила других стран могут требовать наличия других документов и данных, владельцы самолетов, зарегистрированных не в США, должны свериться с авиационными правилами своей страны и обеспечить наличие в самолете необходимых документов в соответствии с этими правилами.

Cessna рекомендует, чтобы эти документы, а также контрольные карты проверок, справочник по программам технической поддержки и карточка службы технической поддержки всегда находились в самолете.

ИНТЕРВАЛЫ ИНСПЕКЦИЙ САМОЛЕТА

ИНСПЕКЦИИ В СООТВЕТСТВИИ С ТРЕБОВАНИЯМИ FAA

Согласно требованиям Федеральных авиационных правил США все гражданские самолеты, зарегистрированные в США, должны проходить полную инспекцию (ежегодную) каждые двенадцать месяцев. В дополнение к необходимой ежегодной инспекции самолет, используемый для коммерческих полетов (по найму), должен проходить полную проверку после каждых 100 часов эксплуатации.

FAA может потребовать проведения дополнительных инспекций самолета, двигателя, винта или компонентов путем выпуска директив летной годности. Владелец/эксплуатант самолета несет ответственность за обеспечение выполнения требований директив летной годности и должен, в случае повторяемых инспекций, принять необходимые меры по обеспечению своевременного выполнения таких инспекций.

ПРОГРАММЫ ИНСПЕКЦИЙ CESSNA

Вместо проведения 100 часовой и ежегодной инспекций, самолет может эксплуатироваться согласно программе прогрессивного технического обслуживания (Progressive Care Inspection Program) или по фазовой программе (PhaseCard Inspection Program). Обе программы предлагают систему технического обслуживания, которая позволяет разделить рабочую нагрузку на небольшие формы, которые требуют меньшего времени на выполнение.

Программа прогрессивного технического обслуживания Cessna обеспечивает инспекцию и техническое обслуживание самолета за четыре операции. Четыре операции повторно выполняются через каждые 200 часов, и результаты их выполнения записываются в специальный журнал инспекций самолета после выполнения каждой операции.

Программа фазовых инспекций предлагает параллельную систему инспекций при интенсивном использовании самолета (приблизительно 600 летных часов за год). Эта система использует 50 часовые интервалы (фаза 1 и фаза 2) для проверки систем и компонентов с высоким коэффициентом использования. После 12 месяцев эксплуатации или 600 летных часов, что наступит раньше, самолет подвергается полной инспекции (фаза 3).

Независимо от выбранного метода проверки, владелец самолета должен помнить, что правила 14 CFR 43 и 14 CFR 91 устанавливают требования, разрешающие проводить все необходимые инспекции FAA и большинство проверок, рекомендованных производителем, только соответствующим образом сертифицированным агентствам или персоналу.

(Продолжение на след. странице)

ИНТЕРВАЛЫ ИНСПЕКЦИЙ САМОЛЕТА (продолжение)

ПРОГРАММА ТЕХНИЧЕСКОЙ ПОДДЕРЖКИ CESSNA

Специальные преимущества и условия гарантийных обязательств Cessna, и другие важные бонусы описаны в Справочнике по программам технической поддержки (Customer Care Program Handbook), который поставляется вместе с самолетом. Внимательно изучите данный справочник и всегда храните его в самолете.

Вам также понадобится обращаться в центр технического обслуживания Cessna либо после 50 часов эксплуатации для проведения первой инспекции прогрессивной программы, либо для проведения первой инспекции после 100 часов эксплуатации, в зависимости от того, какую программу вы выберете для вашего самолета. Несмотря на то, что эти важные инспекции могут проводиться в любом из центров технического обслуживания Cessna, в большинстве случаев предпочтительнее проводить проверку вашего самолета в центре, где вы его приобрели.

ПРОФИЛАКТИЧЕСКОЕ ОБСЛУЖИВАНИЕ, ВЫПОЛНЯЕМОЕ ПИЛОТОМ

Сертифицированный пилот, владеющий самолетом или эксплуатирующий его, может выполнять ограниченное техническое обслуживание самолета согласно 14 CFR 43, если самолет не используется для авиаперевозок. Список разрешенных операций технического обслуживания приведен в 14 CFR 43.

ПРИМЕЧАНИЕ

Пилоты, управляющие самолетами, зарегистрированными не в США, должны обращаться к правилам страны, где был получен сертификат, для получения информации по профилактическому обслуживанию, которое может выполняться пилотом.

При выполнении любого профилактического обслуживания необходимо иметь в наличии и следовать Руководству по техническому обслуживанию. Обращайтесь в центр технического обслуживания Cessna для получения дополнительной информации или для выполнения необходимого технического обслуживания, которое может проводить только лицензированный технический персонал.

МОДИФИКАЦИИ ИЛИ РЕМОНТ КОНСТРУКЦИИ САМОЛЕТА

Перед проведением каких-либо изменений конструкции самолета необходимо связаться с FAA для получения подтверждения того, что летная годность самолета не будет нарушена. Модификации конструкции или ремонт самолета должны выполняться только лицензированным персоналом с использованием только компонентов и данных, одобренных FAA, например сервисных бюллетеней Cessna.

НАЗЕМНОЕ ОБСЛУЖИВАНИЕ

БУКСИРОВКА

Самолет легко и безопасно буксируется вручную при наличии водила, прикрепленного к переднему колесу (водило хранится на боковой части багажного отсека в сложенном состоянии). При буксировке с помощью автомобиля не превышайте угол поворота переднего шасси 30° в любую сторону, чтобы избежать повреждения переднего посадочного шасси.

ВНИМАНИЕ

**СНИМИТЕ ЛЮБОЙ УСТАНОВЛЕННЫЙ МЕХАНИЗМ
СТОПОРЕНИЯ РУЛЯ ПЕРЕД БУКСИРОВКОЙ.**

При буксировке самолета в ангар или из ангара по неровной поверхности следите за тем, чтобы нормальная амортизация передней опоры шасси не вызвала чрезмерного вертикального движения хвоста и не привела, таким образом, к контакту хвоста с низкими дверными проемами ангара или его конструкцией. Спущенный пневматик переднего колеса или амортизатор увеличивает высоту хвоста.

ПАРКОВКА

При парковке самолета по возможности размещайте самолет против ветра и установите стояночный тормоз. Не устанавливайте стояночный тормоз при холодной погоде, когда накопившаяся влага может привести к замерзанию тормозов, или когда тормоза находятся в перегретом состоянии. Установите стопор штурвала и стояночные колодки для колес. При суровых погодных условиях и при наличии сильного ветра пришвартуйте самолет как указано в следующей главе.

(Продолжение на след. странице)

НАЗЕМНОЕ ОБСЛУЖИВАНИЕ (продолжение)

ШВАРТОВКА

Проведение надлежащей швартовки предотвратит повреждения припаркованного самолета, вызванные порывистым или сильным ветром. Выполните следующие действия для правильной швартовки самолета:

1. Установите стояночный тормоз и стопор штурвала.
2. Установите механизм стопорения поверхности руля направления.
3. Привяжите достаточно прочные веревки или цепи (с прочностью на разрыв 700 pounds) к швартовочным узлам крыла, хвоста и носа и прикрепите каждую веревку или цепь к наземному крепежному устройству.
4. Установите чехол на приемник воздушного давления.

ПОДЪЕМ САМОЛЕТА

При необходимости отрыва всего самолета от земли или при использовании точек поддомкрачивания на крыльях, обращайтесь к информации по порядку действий и требуемому оборудованию, приведенной в Руководстве по техническому обслуживанию.

Каждое основное шасси можно поднять по отдельности с помощью опоры домкрата, которая встроена в кронштейн подножки на основном шасси. При использовании индивидуальной опоры домкрата подвижность стойки шасси будет вызывать скольжение основного колеса по направлению к внутренней части самолета во время поднятия колеса, что приведет к наклону домкрата. В этом случае, домкрат необходимо опустить для проведения повторной операции подъема шасси. Не выполняйте одновременный подъем домкратом обоих основных колес с использованием опор домкрата для отдельных основных шасси.

ВНИМАНИЕ

НЕ ОКАЗЫВАЙТЕ ДАВЛЕНИЕ НА ПОВЕРХНОСТИ РУЛЯ ВЫСОТЫ ИЛИ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО СТАБИЛИЗАТОРА. ПРИ ВЫПОЛНЕНИИ ТОЛКАНИЯ СО СТОРОНЫ ХВОСТОВОГО ОБТЕКАТЕЛЯ ВСЕГДА ОКАЗЫВАЙТЕ ДАВЛЕНИЕ В ЗОНЕ ВНУТРЕННЕЙ ПЕРЕГОРОДКИ, ЧТОБЫ НЕ ПОВРЕДИТЬ ОБШИВКУ.

Если необходимо техническое обслуживание переднего шасси, переднее колесо можно оторвать от земли, надавив на внутреннюю перегородку хвостового обтекателя в зоне перед горизонтальным стабилизатором и установив хвост на швартовочное кольцо для хвостового оперения.

(Продолжение на след. странице)

НАЗЕМНОЕ ОБСЛУЖИВАНИЕ (продолжение)

ПОДЪЕМ САМОЛЕТА (продолжение)

Для облегчения поднятия переднего колеса и удерживания его в оторванном от земли положении, используйте наземные швартовочные в зоне швартовки хвоста.

ПРИМЕЧАНИЕ

Убедитесь, что нос будет удерживаться в оторванном от земли положении при любых условиях благодаря соответствующим стойкам или опорам, установленным под силовым шпангоутом в носу самолета.

ВЫРАВНИВАНИЕ

Продольное выравнивание самолета выполняется с помощью уровня, который выставляется на установочные винты на левой стороне хвостового обтекателя. Спустите пневматик носового колеса и/или опустите или поднимите переднюю опору шасси, чтобы надлежащим образом выровнять пузырек в уровне. Соответствующие точки на верхних порогах обеих дверей можно использовать для поперечного выравнивания самолета.

ХРАНЕНИЕ В ЛЕТНОМ СОСТОЯНИИ

Двигатель самолета, который эксплуатируется один раз в 30 дней или реже, может не доработать до нормального ресурса из-за внутренней коррозии. Коррозия имеет место при взаимодействии влаги из воздуха и продуктов сгорания, что наносит повреждения стенкам цилиндров и поверхностям подшипников при продолжительном времени не использования самолета.

Минимально рекомендованной частотой работы для двигателя является один непрерывный час полета (не считая времени выгуливания, взлета и посадки) при температуре масла 165–200°F каждые 30 дней или менее (в зависимости от места и условий хранения). Самолеты, которые эксплуатируются рядом с океанами, озерами, реками и в регионах с повышенной влажностью, требуют большего ухода по сохранению двигателя, чем самолеты, которые эксплуатируются в засушливых районах. Владелец или эксплуатант самолета должен обеспечивать выполнение надлежащих операций по хранению и консервации двигателя, основываясь на текущих погодных условиях и частоте эксплуатации самолета.

ПРИМЕЧАНИЕ

Производитель двигателя не рекомендует прокручивать двигатель вручную при хранении.

(Продолжение на след. странице)

НАЗЕМНОЕ ОБСЛУЖИВАНИЕ (продолжение)

ХРАНЕНИЕ В ЛЕТНОМ СОСТОЯНИИ (продолжение)

Если самолет не будет эксплуатироваться в течение более 30 дней, обратитесь к последнему изданию сервисного письма Service Letter L180 компании Textron Lycoming (www.lycoming.textron.com).

При хранении самолета в течение любого времени рекомендуется оставлять топливные баки полными, чтобы снизить до минимума конденсацию в баках. Храните аккумуляторную батарею полностью заряженной, чтобы предотвратить замерзание электролита в холодную погоду. Подробный перечень операций по хранению самолета приведен в Руководстве по техническому обслуживанию.

СЕРВИСНОЕ ОБСЛУЖИВАНИЕ

В дополнение к предполетной проверке, описанной в разделе 4 данного справочного руководства пилота, полная информация по техническому обслуживанию, осмотру и проверке вашего самолета приведена в руководстве по техническому обслуживанию. В руководстве по техническому обслуживанию приведены все компоненты, которые требуют внимания через определенные промежутки времени, а также компоненты, требующие технического обслуживания, осмотра и/или проверки через определенные интервалы времени.

Т.к. в центрах технического обслуживания Cessna выполняются все виды технического обслуживания, осмотров и проверок в соответствии с требованиями Руководства по техническому обслуживанию, рекомендуется обращаться в центры технического обслуживания Cessna по вопросам, касающимся этих требований, и планировать прохождение проверок, осмотров и технического обслуживания вашего самолета через рекомендованные интервалы времени.

Программа прогрессивного ТО Cessna Progressive Care обеспечивает выполнение всех указанных требований в соответствующие периоды времени (100 часов или ежегодная инспекция, как было описано выше).

В зависимости от условий эксплуатации местные авиационные власти могут потребовать выполнение дополнительных осмотров, проверок или технического обслуживания. Чтобы узнать о местных требованиях, владельцу самолета необходимо обратиться в местные органы управления авиацией по месту эксплуатации самолета.

Ниже, в качестве быстро доступной справочной информации, приводятся количества, спецификация и технические условия для часто используемых при техническом обслуживании материалов.

МАСЛО

СПЕЦИФИКАЦИЯ МАСЛА

Минеральное авиационное масло прямой перегонки MIL-L-6082 или SAE J1966: Используется при поставке самолета с завода и должно использоваться для доливки масла в течение первых 25 часов. После первых 25 часов эксплуатации самолета это масло необходимо слить и поменять фильтр. Залейте в двигатель минеральное авиационное масло прямой перегонки MIL-L-6082 или SAE J1966 и продолжайте использовать данное масло до достижения 50 часов общего времени эксплуатации или до стабилизации расхода масла.

Беззольное дисперсantное авиационное масло MIL-L-22851 или SAE J1899: Масло, соответствующее требованиям инструкции по эксплуатации № 1014 компании Textron Lycoming, а также всем изменениям и дополнениям к данной инструкции, **должно использоваться** по истечении 50 часов эксплуатации или после стабилизации расхода масла.

РЕКОМЕНДОВАННАЯ ВЯЗКОСТЬ В ЗАВИСИМОСТИ ОТ ТЕМПЕРАТУРЫ

Загущенное масло или масло прямой перегонки можно использовать в течение года для смазки двигателя. В следующей таблице приводится рекомендованная вязкость масла при различных температурах

Температура	Минеральное авиационное масло прямой перегонки MIL-L-6082 или SAE J1966	Беззольное дисперсantное авиационное масло MIL-L-22851 или SAE J1899
Выше 27°C (80°F)	60	60
Выше 16°C (60°F)	50	40 или 50
от -1 °C (30°F) до 32°C (90°F)	40	40
от -18°C (0°F) до 21°C (70°F)	30	30, 40 или 20W-40
Ниже -12°C (10°F)	20	30 или 20W-30
от -18°C (0°F) до 32°C (90°F)	20W-50	20W-50 или 15W-50
При любой температуре	—	15W-50 или 20W-50

ПРИМЕЧАНИЕ

При наложении двух диапазонов рабочих температур используйте масло с меньшей вязкостью.

(Продолжение на след. странице)

МАСЛО (продолжение)

ЕМКОСТЬ КАРТЕРА ДВИГАТЕЛЯ

Двигатель имеет общую емкость 9 quarts с учетом емкости масляного фильтра (примерно 1 quart). Картер двигателя имеет емкость 8 quarts. Двигатель нельзя использовать при наличии менее 5 quarts (по результатам измерения масляным щупом). Для продолжительных полетов двигатель должен быть заполнен полностью.

ЗАМЕНА МАСЛА И МАСЛЯНОГО ФИЛЬТРА

После первых 25 часов эксплуатации слейте масло из картера двигателя и поменяйте фильтр. Залейте в двигатель минеральное масло прямой перегонки и используйте его до достижения 50 часов эксплуатации или до стабилизации расхода масла; затем поменяйте масло на беззольное дисперсantное. Беззольное дисперсantное масло (и масляный фильтр) необходимо менять по истечении периода времени, указанного производителем двигателя.

ПРИМЕЧАНИЕ

При первой замене масла и фильтра по истечении 25 часов эксплуатации, необходимо провести общую проверку всего двигательного отсека. Особое внимание необходимо уделить компонентам, которые обычно не проверяются при предполетном осмотре. Проверьте шланги, металлические соединения и арматуру на признаки наличия утечек масла и топлива, а также на абразивный износ, износ от трения, надежность крепления, правильную прокладку, обеспечение опоры и ухудшение общего состояния. Проверьте впускную и выпускную системы на наличие трещин, признаки утечки и надежность крепления. Органы управления двигателем и рычажные механизмы необходимо проверить на свободный ход по всему диапазону хода, надежность крепления и признаки износа. Осмотрите проводку на предмет надежности крепления, наличия износа от трения, неисправной или поврежденной изоляции, ослабленных клемм, повреждений от перегрева и клемм, поврежденных коррозией. Проверьте ремень привода генератора в соответствии с инструкциями руководства по техническому обслуживанию и повторно подтяните его при необходимости. Рекомендуется периодическая проверка указанных компонентов при проведении последующих операций по техническому обслуживанию.

ТОПЛИВО

ОДОБРЕННЫЕ МАРКИ ТОПЛИВА (И ЦВЕТА)

Авиационный бензин марки 100LL (голубой)

Авиационный бензин марки 100 (зеленый)

ПРИМЕЧАНИЕ

При заправке топлива разрешается добавление изопропилового спирта или моноэтилового эфира диэтиленгликоля (DiEGME) в количестве, не превышающем 1% (для спирта) или 0,15% (для DiEGME) от общего объема. Дополнительная информация приведена в следующей главе «Присадки к топливу».

ЕМКОСТЬ ТОПЛИВНЫХ БАКОВ

Полная емкость 56,0 U.S. Gallons:

- 28,0 U.S. Gallons в каждом баке.

ПРИМЕЧАНИЕ

- Для обеспечения максимальной емкости топливных баков и минимизации поперечной перекачки топлива при заправке, поставьте переключатель топливных баков в положение LEFT (левый) или RIGHT (правый) и паркуйте самолет так, чтобы обеспечить его нормальное положение на земле и отсутствие крена. Нормальное положение самолета на земле приведено на рисунке 1-1.
- Проводите сервис топливной системы после каждого полета и оставляйте топливные баки полными, чтобы снизить до минимума конденсацию в баках.

(Продолжение на след. странице)

ТОПЛИВО (продолжение)

ПРИСАДКИ К ТОПЛИВУ

Строгое соблюдение инструкций по предполетному дренажу топливных баков, приведенных в разделе 4, позволит удалить любые скопления свободной воды из топлива. Несмотря на то, что небольшие количества воды могут оставаться в бензине в растворенном виде, они обычно испаряются при нормальной работе двигателя без каких-либо вредных последствий.

Исключением для данного случая является работа двигателя при одновременном влиянии нескольких факторов: (1) использования определенных марок топлива при (2) условиях высокой влажности на земле (3) с последующим полетом на большой высоте и при низкой температуре. При редком сочетании этих условий небольшие количества растворенной воды могут конденсироваться в свободную воду в потоке топлива и замерзнуть в количествах, достаточных для того, чтобы вызвать частичное обледенение топливной системы двигателя.

Хотя эти условия являются достаточно редкими и обычно не представляют опасности для владельцев и эксплуатантов самолета, они, тем не менее, встречаются в некоторых регионах мира и, соответственно, необходимо применять определенные меры при возникновении указанных условий.

Таким образом, чтобы уменьшить возможность образования льда в топливе при указанных необычных условиях, разрешается добавлять изопропиловый спирт или DiEGME к топливу.

Добавление спирта или DiEGME в топливную смесь обеспечивает наличие двух ярко выраженных эффектов: (1) присадка поглощает растворенную воду в бензине и (2) спирт обладает эффектом уменьшения температуры замерзания.

ПРИМЕЧАНИЕ

При использовании присадок к топливу необходимо помнить, что конечной целью является установление правильного соотношения топлива и присадок в баке, а не только в топливе, выходящем из шланга заправки топлива. Например, добавление 15 gallons правильного состава топливной смеси в бак, содержащий 20 gallons топлива без присадки, приведет к уровню концентрации присадки в 35 gallons топлива ниже допустимого.

(Продолжение на след. странице)

ТОПЛИВО (продолжение)

ПРИСАДКИ К ТОПЛИВУ (продолжение)

Спирт, если он применяется, необходимо смешать с топливом в концентрации 1% к общему объему. Концентрации более 1% не рекомендованы, т.к. могут являться вредными для материалов топливного бака.

Важным является способ добавления спирта к топливу, т.к. спирт является более эффективным, когда он полностью растворен в топливе. Чтобы обеспечить правильное смешивание, выполните следующие действия:

1. Для получения лучших результатов спирт следует добавлять во время операции заправки, заливая спирт непосредственно в поток топлива, выходящий из заправочного сопла.
2. Альтернативный способ, который также можно использовать, предполагает предварительное смешивание всей порции спирта с некоторым количеством топлива в отдельном чистом контейнере (объемом приблизительно 2–3 gallon) и последующее переливание этой смеси в бак перед операцией заправки.

(Продолжение на след. странице)

ПРОПОРЦИИ ПРИСАДОК К ТОПЛИВУ

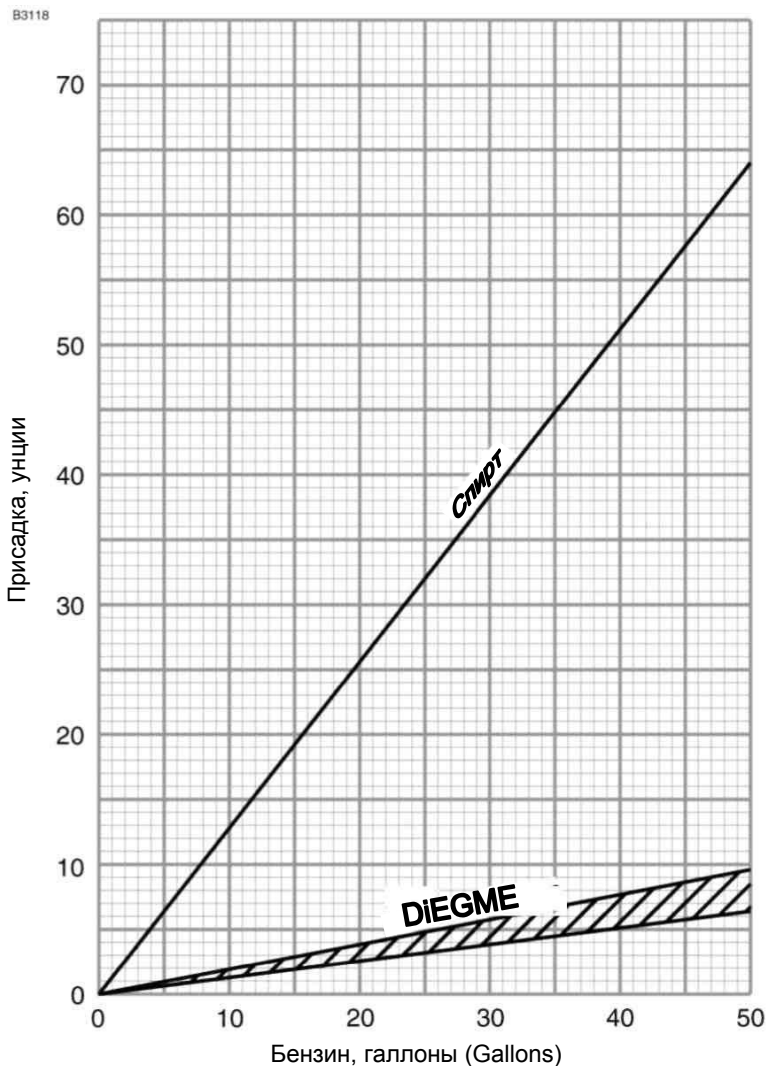


Рисунок 8-1

ТОПЛИВО (продолжение)

ПРИСАДКИ К ТОПЛИВУ (продолжение)

Присадка DiEGME должна быть тщательно смешана с топливом в концентрации от 0,10% (минимум) до 0,15% (максимум) от общего объема топлива. Диаграмма соотношения DiEGME и топлива приведена на рис. 8-1.

ОСТОРОЖНО

АНТИОБЛЕДЕНИТЕЛЬНАЯ ПРИСАДКА ОПАСНА ДЛЯ ЗДОРОВЬЯ ПРИ ЕЕ ВДЫХАНИИ И/ИЛИ ПОПАДАНИИ НА КОЖУ.

ВНИМАНИЕ

СМЕШИВАНИЕ DIEGME С ТОПЛИВОМ ИМЕЕТ ОЧЕНЬ ВАЖНОЕ ЗНАЧЕНИЕ. КОНЦЕНТРАЦИЯ, ПРЕВЫШАЮЩАЯ РЕКОМЕНДОВАННУЮ (0,15% МАКС. ОТ ОБЩЕГО ОБЪЕМА ТОПЛИВА), МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ПОВРЕЖДЕНИЮ ТОПЛИВНОГО БАКА И УПЛОТНИТЕЛЬНОГО МАТЕРИАЛА, А ТАКЖЕ ПОВРЕЖДЕНИЮ УПЛОТНИТЕЛЬНЫХ КОЛЕЦ И УПЛОТНИТЕЛЕЙ, ИСПОЛЪЗУЕМЫХ В ТОПЛИВНОЙ СИСТЕМЕ И КОМПОНЕНТАХ ДВИГАТЕЛЯ. КОНЦЕНТРАЦИЯ МЕНЕЕ РЕКОМЕНДОВАННОЙ (0,10 МИН. ОТ ОБЩЕГО ОБЪЕМА ТОПЛИВА) ПРИВЕДЕТ К НЕЭФФЕКТИВНОЙ РАБОТЕ СМЕСИ. ПОЛЬЗУЙТЕСЬ ТОЛЬКО ТЕМ ОБОРУДОВАНИЕМ ДЛЯ СМЕШИВАНИЯ, КОТОРОЕ РЕКОМЕНДОВАНО ПРОИЗВОДИТЕЛЕМ ДЛЯ ПОЛУЧЕНИЯ ТОЧНЫХ РЕЗУЛЬТАТОВ.

Длительное хранение самолета приводит к образованию воды в топливе, которая вытесняет присадку. Признаком этого является скопление чрезмерного количества воды в топливном баке. Концентрацию можно проверить с помощью дифференциального рефрактометра. При проверке концентрации присадки необходимо строго следовать техническому руководству для дифференциального рефрактометра.

(Продолжение на след. странице)

ТОПЛИВО (продолжение)

ЗАГРЯЗНЕНИЕ ТОПЛИВА

Загрязнение топлива обычно является результатом наличия постороннего материала в топливной системе, который может включать в себя воду, ржавчину, песок, грязь, микробы или размножение бактерий. Кроме того, присадки, которые не сочетаются с топливом или элементами топливной системы, могут вызвать загрязнение топлива.

После каждого полета и каждой заправки топлива сливайте, по меньшей мере, одну чашку топлива (используя чистую чашку для отбора проб) из каждой дренажной точки и из быстродействующего дренажного клапана топливного фильтра, чтобы определить наличие загрязнителей и убедиться, что самолет заправлен топливом соответствующей марки.

При обнаружении загрязнения проведите слив из **всех** дренажных точек еще раз, включая расходный отсек топливного бака и дренажные клапаны топливной системы, затем аккуратно покачайте крыло и опустите хвост к земле, чтобы оставшиеся загрязнения переместились к точкам слива отстоя. Продолжайте отбор проб из **всех** точек слива топлива до тех пор, пока **все** загрязнители не будут удалены. Если, после нескольких заборов проб топлива, признаки загрязнения топлива все равно остаются, выполнение полета запрещается. Осушение баков и очистка топливной системы должны проводиться квалифицированным техническим персоналом. Все признаки загрязнения должны быть удалены до следующего полета. Если самолет был заправлен неподходящей маркой топлива, полностью слейте топливо и заправьте самолет топливом соответствующей марки. Выполнение полета на самолете с загрязненным или неодобренным топливом запрещается.

Кроме того, владельцы/эксплуатанты, которые выполняют заправку самолета из неизвестного источника, должны убедиться, что подаваемое топливо проверено на загрязнение и отфильтровано надлежащим образом перед тем, как разрешать заправку самолета. Между полетами, топливные баки должны быть полными, если позволяют ограничения по массе и центровке, чтобы снизить возможность конденсации воды на стенках частично заполненных баков.

Чтобы еще более снизить вероятность загрязнения топлива, необходимо проводить плановое техническое обслуживание топливной системы в соответствии с руководством по техническому обслуживанию самолета. Должны использоваться только рекомендованные в данном справочном руководстве пилота марки топлива. Присадки к топливу не должны использоваться, если они не одобрены Cessna и Федеральной авиационной администрацией США.

ПОСАДОЧНОЕ ШАССИ

В данной таблице приведена информация по накачке и обслуживанию колес шасси.

ЭЛЕМЕНТ	КРИТЕРИИ ОБСЛУЖИВАНИЯ
Переднее колесо (5.00-5, 6-слойный пневматик)	45,0 PSI
Основное колесо (6.00-6, 6-слойный пневматик)	42,0 PSI
Тормоза	MIL-H-5606
Амортизатор переднего шасси	MIL-H-5606; 45,0 PSI *

- * Амортизатор должен быть заполнен гидравлической жидкостью MIL-H-5606 согласно трафарету с инструкциями, без нагрузки на опору шасси, накачайте амортизатор воздухом до 45,0 PSI. Не допускайте излишнего перекачивания.

ОЧИСТКА И УХОД

ЛОБОВОЕ СТЕКЛО И ОКНА

Пластиковое лобовое стекло и окна необходимо очищать с помощью специального очистителя для самолетных стекол. Нанесите небольшое количество очистителя с помощью мягких кусков ткани и втирайте его, прилагая среднее усилие, пока вся грязь, следы масла и пятна не будут удалены. Позвольте очистителю высохнуть, затем сотрите его с помощью мягкой фланелевой ткани.

ВНИМАНИЕ

СТРОГО ЗАПРЕЩАЕТСЯ ИСПОЛЬЗОВАНИЕ БЕНЗИНА, СПИРТА, АЦЕТОНА, ПЕНЫ ОГНЕТУШИТЕЛЯ, ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНОЙ ЖИДКОСТИ, РАСТВОРИТЕЛЯ ЛАКА ИЛИ ОЧИСТИТЕЛЯ ДЛЯ СТЕКОЛ ДЛЯ ОЧИСТКИ ПЛАСТИКОВЫХ ПОВЕРХНОСТЕЙ. ЭТИ МАТЕРИАЛЫ ПОВРЕЖДАЮТ ПЛАСТИК И МОГУТ ВЫЗВАТЬ ОБРАЗОВАНИЕ ТРЕЩИН.

Если очиститель для самолетных стекол недоступен, пластиковую поверхность можно очистить мягкой тканью, смоченной растворителем Стоддарда, позволяющим удалить масло и жир. Далее, аккуратно промойте поверхность мягким моющим средством и большим количеством воды. Тщательно смойте моющее средство, затем протрите поверхность насухо чистой замшевой тканью.

Не протирайте пластик сухой тканью, т.к. это ведет к образованию электростатического заряда, притягивающего пыль. В завершение очистки нанесите на поверхность слой технического парафина. Тонкий, ровный слой парафина, нанесенного вручную с помощью чистой мягкой фланелевой ткани, заполнит небольшие царапины и поможет предотвратить дальнейшее повреждение поверхности.

Не закрывайте лобовое стекло брезентовым чехлом, если не ожидается дождя с образованием льда или дождя со снегом, т.к. чехол может поцарапать пластиковое покрытие.

(Продолжение на след. странице)

ОЧИСТКА И УХОД (продолжение)

ОКРАШЕННЫЕ ПОВЕРХНОСТИ

Внешние окрашенные поверхности вашего нового самолета Cessna обработаны таким образом, чтобы обеспечить прочность покрытия и долгий срок службы.

Как правило, яркость окрашенных поверхностей можно сохранить, промывая их водой и мягким мылом, после чего, ополаскивая водой и вытирая насухо тканью или замшей. Жесткое или абразивное мыло или растворители, которые могут вызвать коррозию или образование царапин, использовать запрещается. Удалите масло и жир тканью, смоченной растворителем Стоддарда. Действуйте с особой осторожностью, чтобы предотвратить контакт растворителя с внешними графическими изображениями. Более подробная информация по уходу за графическими изображениями приведена в Руководстве по техническому обслуживанию.

Для обработки любых малейших сколов поверхности или царапин и защиты от коррозии самолет необходимо регулярно смазывать хорошей автомобильной восковой полировальной пастой в соответствии с рекомендациями производителя. Если самолет эксплуатируется на морском побережье или в другом регионе вблизи соленой воды, его необходимо промывать и смазывать чаще, чтобы обеспечить надлежащую защиту. Особое внимание необходимо уделять обработке зон вокруг заклепочных головок и внешних швов, т.к. эти зоны являются наиболее подверженными коррозии. Нанесение более толстого слоя смазки на передние кромки крыльев и хвоста, а также на переднюю крышку обтекателя и кок винта поможет уменьшить абразивный износ в этих зонах. Повторное нанесение смазки обычно требуется после очистки с помощью мыльного раствора или после операций химической обработки против обледенения.

Если самолет хранится на открытой стояночной площадке в условиях холодного климата, и имеется необходимость удаления льда перед полетом, необходимо действовать осторожно, чтобы не повредить окрашенные поверхности при удалении льда с помощью химических жидкостей. Изопропиловый спирт хорошо подходит для удаления образований льда без повреждения краски. Однако не допускайте попадания изопропилового спирта на лобовое стекло и окна кабины, т.к. это приведет к повреждению пластика и может вызвать образование трещин.

(Продолжение на след. странице)

ОЧИСТКА И УХОД (продолжение)

УХОД ЗА ВИНТОМ

Предполетная проверка лопастей винта на наличие трещин и регулярное протирание лопастей тканью, обработанной маслом, для удаления травы и пятен обеспечит долгий срок службы лопастей. Маленькие забоины на винте, особенно рядом с законцовками на передних кромках, необходимо зашлифовывать максимально быстро, т.к. эти трещины ведут к концентрации напряжений, и если их не обработать, могут вызвать образование больших трещин или привести к разрушению лопасти винта. Применение щелочного раствора для очистки лопастей запрещено; удаляйте жир и грязь при помощи раствора Стоддарда.

УХОД ЗА ДВИГАТЕЛЕМ

Очистку двигателя можно проводить с помощью подходящего раствора в соответствии с инструкциями, приведенными в Руководстве по техническому обслуживанию. Наиболее эффективным средством является очиститель пульверизационного типа. Перед выполнением очистки с помощью пульверизатора убедитесь, что обеспечена защита компонентов, которые могут быть повреждены используемым раствором. Подробная информация по надлежащей смазке элементов управления после очистки двигателя приведена в Руководстве по техническому обслуживанию. Фильтр системы забора воздуха необходимо заменять по истечении срока его службы, который не должен превышать 500 часов.

(Продолжение на след. странице)

ОЧИСТКА И УХОД (продолжение)

УХОД ЗА ИНТЕРЬЕРОМ

Для удаления пыли и грязи на обивочных материалах и ковре регулярно проводите уборку в кабине с помощью пылесоса.

Любую пролитую жидкость необходимо быстро удалить при помощи чистящей салфетки или тряпки. При этом, не надо выполнять вытирающих движений по пятну; плотно прижмите к пятну салфетку или тряпку и подержите ее в течение нескольких секунд. Повторяйте это действие до полного удаления жидкости. Липкое вещество необходимо соскрести тупым ножом, затем очистить данную область от пятен.

Масляные пятна можно удалять с помощью хозяйственных пятновыводителей, используя их в небольших количествах. Перед тем, как использовать любой растворитель, прочитайте инструкции на контейнере и испытайте его, для чего, постарайтесь очистить темную область на ткани. Запрещается пропитывать ткань летучим растворителем; он может повредить набивочные материалы и материалы подложки.

Грязные обивочные материалы и ковер можно очистить с помощью детергента пенного типа, используя его в соответствии с инструкциями производителя. Чтобы минимизировать увлажнение ткани, старайтесь удерживать пену в наиболее сухом состоянии и удаляйте ее при помощи пылесоса.

Полная информация по очистке внутренней части кабины приведена в Руководстве по техническому обслуживанию.

УХОД ЗА АВИОНИКОЙ

Дисплеи Garmin GDU имеют противобликовое покрытие, которое очень чувствительно к маслам, парафину, аммиаку и абразивным очистителям. Выполняйте очистку дисплеев, как описано в справочном руководстве пилота G1000.



CESSNA
МОДЕЛЬ 172S NAV III
GFC 700 AFCS

ИНФОРМАЦИОННОЕ РУКОВОДСТВО
РАЗДЕЛ 8
НАЗЕМНОЕ И ТЕХНИЧЕСКОЕ ОБСЛУЖИВАНИЕ

Страница намеренно оставлена пустой

ДОПОЛНЕНИЯ

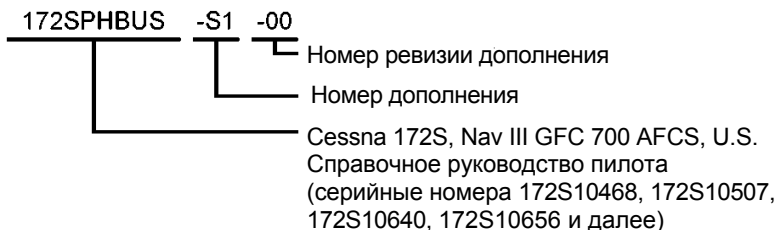
ВВЕДЕНИЕ

Дополнения в этом разделе содержат добавочные эксплуатационные ограничения, стандартные процедуры, летные характеристики и другую необходимую информацию для самолетов, выполняющих особые операции, как со стандартным, так и с дополнительным установленным оборудованием. Эксплуатанты самолета должны использовать каждое дополнение, чтобы убедиться, что все ограничения и процедуры для их самолета соблюдаются.

Не одобренный FAA журнал одобренных дополнений приводится только для удобства. Этот журнал представляет собой пронумерованный список всех дополнений, одобренных FAA и относящихся к данному самолету, с указанием названия, номера дополнения и статуса изменения. Данный журнал необходимо использовать как перечень для проверки наличия всех необходимых дополнений в справочном руководстве пилота. Дополнения, как для стандартного, так и для установленного дополнительно оборудования должны соответствовать последней ревизии издания. Дополнения, относящиеся к дополнительному оборудованию, которое не установлено на самолете, сохранять не обязательно.

Каждое отдельное дополнение имеет собственный журнал действующих страниц. В этом журнале перечисляются номера страниц и статус ревизии каждой страницы в дополнении. Журнал также содержит даты ревизий дополнения. Номера страниц в дополнении включают букву S и номер дополнения, предшествующие номеру страницы.

Номер дополнения дает информацию о статусе ревизий.
См. следующий пример:





CESSNA
МОДЕЛЬ 172S NAV III
GFC 700 AFCS

ИНФОРМАЦИОННОЕ РУКОВОДСТВО
РАЗДЕЛ 9
ДОПОЛНЕНИЯ

Страница намеренно оставлена пустой

ЖУРНАЛ ОДОБРЕННЫХ ДОПОЛНЕНИЙ

ПРИМЕЧАНИЕ

ОБЕСПЕЧЕНИЕ НАЛИЧИЯ ПОСЛЕДНЕЙ РЕВИЗИИ КАЖДОГО ДОПОЛНЕНИЯ К СПРАВОЧНОМУ РУКОВОДСТВУ ПИЛОТА И ПОСЛЕДНЕЙ ВЕРСИИ «ЖУРНАЛА ОДОБРЕННЫХ ДОПОЛНЕНИЙ» ЯВЛЯЕТСЯ ОБЯЗАННОСТЬЮ ВЛАДЕЛЬЦА САМОЛЕТА. ДАННЫЙ «ЖУРНАЛ ОДОБРЕННЫХ ДОПОЛНЕНИЙ» ЯВЛЯЛСЯ ПОСЛЕДНЕЙ ВЕРСИЕЙ НА МОМЕНТ ОТПРАВКИ КОМПАНИЕЙ CESSNA; ОДНАКО, С ТОГО ВРЕМЕНИ МОГЛИ ПРОИЗОЙТИ КАКИЕ-ЛИБО ИЗМЕНЕНИЯ, И ВЛАДЕЛЕЦ ДОЛЖЕН УБЕДИТЬСЯ, ЧТО ДАННАЯ ВЕРСИЯ ЯВЛЯЕТСЯ САМОЙ ПОСЛЕДНЕЙ, ОБРАТИВШИСЬ В ОТДЕЛ ПО РАБОТЕ С КЛИЕНТАМИ КОМПАНИИ CESSNA AIRCRAFT ПО ТЕЛЕФОНУ (316) 517-5800.

Номер допол- нения	Название	Номер ревизии	Установлен- ное оборудование
1	Аварийный радиомаяк (ELT) Artex ME406	0	_____
2	Аварийный радиомаяк (ELT) Artex C406-N	0	_____
3	Автоматический радиокompас (ADF) Bendix/King KR87	0	_____
4	Комплект для эксплуатации в зимних условиях	0	_____
5	Пригодность к эксплуатации по требованиям JAR-OPS	0	_____



CESSNA
МОДЕЛЬ 172S NAV III
GFC 700 AFCS

ИНФОРМАЦИОННОЕ РУКОВОДСТВО
РАЗДЕЛ 9
ДОПОЛНЕНИЯ

Страница намеренно оставлена пустой



CESSNA
МОДЕЛЬ 172S NAV III
GFC 700 AFCS

ИНФОРМАЦИОННОЕ РУКОВОДСТВО
РАЗДЕЛ 9 ДОПОЛНЕНИЯ
ДОПОЛНЕНИЕ 1

**Справочное руководство
пилота и одобренное FAA
Руководство по летной
эксплуатации**
SKYHAWK
SP

CESSNA МОДЕЛЬ 172S

NAV III AVIONICS OPTION - GFC 700 AFCS
Серийные номера 172S10648, 172S10507, 172S10640,
172S10656 и далее

ДОПОЛНЕНИЕ 1

АВАРИЙНЫЙ РАДИОМАЯК (ELT)
ARTEX ME406

СЕРИЙНЫЙ № _____

РЕГИСТРАЦИОННЫЙ № _____

Это дополнение должно быть вложено в раздел 9 Справочного руководства пилота и одобренного FAA Руководства по летной эксплуатации при установке на самолет аварийного радиомаяка (ELT).

УТВЕРЖДЕНО

FAA APPROVED UNDER 14 CFR PART 21 SUBPART J
Cessna Aircraft Co.
Delegation Option Authorization DOA-230594-CE

R. S.
RLS
Administrative AR



Member of GAMA

ДАТА УТВЕРЖДЕНИЯ 20 декабря 2007

20 ДЕКАБРЯ 2007

COPYRIGHT © 2007
CESSNA AIRCRAFT COMPANY
WICHITA, KANSAS, USA

Данное Руководство не является официальным переводом и должно использоваться только для справки.
Для летной эксплуатации используйте оригинальные документы Cessna Aircraft.



Стр. S1-1

ДОПОЛНЕНИЕ 1

АВАРИЙНЫЙ РАДИОМАЯК (ELT) ARTEX ME406

Используйте журнал действующих страниц, чтобы определить текущий статус данного дополнения.

Страницы, с изменениями, сделанными в последнем издании, отмечены значком (*) перед номером страницы.

Статус дополнения
Оригинальное издание

Дата
20 декабря 2007

ЖУРНАЛ ДЕЙСТВУЮЩИХ СТРАНИЦ

Номер страницы	Статус страницы	Номер изменения
от S1-1 до S1-8	Оригинал	0

СПИСОК СЕРВИСНЫХ БЮЛЛЕТЕНЕЙ

Далее приводится список сервисных бюллетеней, которые имеют отношение к эксплуатации данного самолета и включены в это дополнение. Данный список содержит только те сервисные бюллетени, которые являются действительными на текущий момент.

<u>Номер</u>	<u>Название</u>	<u>Действительность</u> <u>по серийному</u> <u>номеру самолета</u>	<u>Ревизия</u>	<u>Установлено</u> <u>на самолете</u>
--------------	-----------------	--------------------------------------------------------------------------	----------------	------------------------------------------

АВАРИЙНЫЙ РАДИОМАЯК (ELT) ARTEX ME406

ОБЩАЯ ИНФОРМАЦИЯ

Аварийный радиомаяк (ELT) Artex ME406 оборудован полупроводниковым 2-частотным передатчиком, который получает питание от внутренней литиевой батареи. ME406 также оборудован дистанционным переключателем, установленным на приборной доске, а также включает в себя красную сигнальную лампу и внешнюю антенну, установленную сверху хвостового обтекателя. Дистанционный переключатель установлен вдоль правой верхней приборной доски и обеспечивает управление режимами работы радиомаяка с рабочего места экипажа. Когда дистанционный переключатель установлен в положение ARM (состояние готовности), передатчик получает питание, только когда внутренний переключатель "G" фиксирует продольную инерционную перегрузку в соответствии с TSO-C91a/TSO-C126. Когда дистанционный переключатель переводится в положение ON (вкл.), питание немедленно подается на передатчик.

Блок передатчика ME406 расположен в хвостовом обтекателе вдоль правой стороны за задней панелью багажного отсека. Блок передатчика радиомаяка имеет панель, на которой расположен переключатель ARM/ON и лампа аварийной сигнализации.

Блок ELT использует два различных способа сигнализации для сообщения пилоту о включении радиомаяка. Звуковая сигнализация издает необычный звук, который легко слышится пилотом. Визуальная сигнализация представляет собой мигающую красную лампу, расположенную непосредственно над дистанционным переключателем, которая сообщает пилоту о включении радиомаяка.

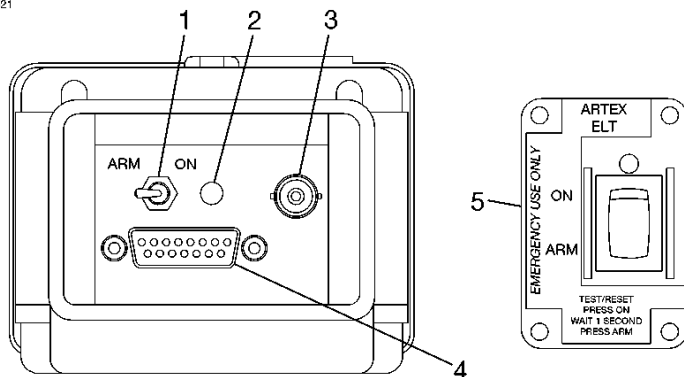
Когда питание подается на ME406, радиомаяк передает стандартный сигнал на международной УКВ частоте 121,5 МГц, пока заряд батареи не будет израсходован. Сигнал на частоте 121,5 МГц используется, в основном, для точного определения положения радиомаяка при поисковых и спасательных операциях. Данный сигнал контролируется государственными авиационными агентствами и органами коммерческой авиации и АОН.

Кроме того, в течение первых 24 часов работы радиомаяка, передается сигнал на частоте 406,028 МГц с интервалом 50 секунд. Передача данного сигнала длится 440 миллисекунд и содержит идентификационные данные, запрограммированные в радиомаяке. Сигнал принимается спутниками COSPAS/SARSAT. Передаваемые данные могут включать идентификационные данные самолета, серийный номер радиомаяка, код страны и идентификацию COSPAS/SARSAT.

(Продолжение на след. странице)

ПАНЕЛЬ УПРАВЛЕНИЯ ARTEX ME406

B6521



0718T1107

1. ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЬ НА ПАНЕЛИ (2-позиционный тумблер)
 - а) ARM (OFF) – Выключение радиомаяка и перевод его в режим готовности к автоматическому включению в случае, если переключатель “G” определит наличие заранее установленного уровня замедления.
 - б) ON – Немедленное включение радиомаяка. Положение ON игнорирует переключатель автоматической активации. Должна загореться КРАСНАЯ лампа сигнализации на панели радиомаяка и на приборной доске в кабине.
2. ЛАМПА СИГНАЛИЗАЦИИ РАДИОМАЯКА – Лампа загорается КРАСНЫМ цветом, сигнализируя, что радиомаяк передает сигнал бедствия.
3. РАЗЪЕМ ДЛЯ АНТЕННЫ – Подключение антенны, установленной сверху хвостового обтекателя.
4. РАЗЪЕМ ДЛЯ КАБЕЛЯ ДИСТАНЦИОННОГО УПРАВЛЕНИЯ – Подключение дистанционного переключателя радиомаяка, расположенного на правой верхней приборной доске.
5. ДИСТАНЦИОННЫЙ ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЬ – (2-позиционный кулисный переключатель):
 - а) ARM (OFF) – Выключение радиомаяка и перевод его в режим готовности к автоматическому включению в случае, если переключатель “G” определит наличие заранее установленного уровня замедления.
 - б) ON – Дистанционное включение радиомаяка для проверки или в аварийных ситуациях. КРАСНАЯ лампа сигнализации над кулисным переключателем включается, сигнализируя, что радиомаяк передает сигнал бедствия.

Рис. S1-1

ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ

Установка Artex ME406 ELT не влечет за собой дополнительных эксплуатационных ограничений.

Владелец или эксплуатант самолета должен зарегистрировать радиомаяк ME406 в соответствующих органах управления гражданской авиацией перед использованием, чтобы убедиться, что идентификационный код, передаваемый радиомаяком, имеется в базе данных COSPAS/SARSA. Информацию по регистрации вы можете найти на сайте www.cospas-sarsat.org.

Требования к проверкам радиомаяка приведены в 14 CFR 91.207. Осмотр и проверку ME406 должен выполнять квалифицированный техник, с использованием соответствующего оборудования для проверки в условиях, одобренных соответствующими органами управления гражданской авиацией.

ПОРЯДОК ДЕЙСТВИЙ В АВАРИЙНЫХ СИТУАЦИЯХ

Если необходима вынужденная посадка, установите дистанционный переключатель в положение ON перед выполнением посадки. Это особенно важно в горных и удаленных районах. Красная лампа сигнализации над дистанционным переключателем будет мигать и заработает звуковая сигнализация.

После посадки, при необходимости использования помощи поисковых и спасательных групп, используйте ELT следующим образом:

ПРИМЕЧАНИЕ

Дистанционный переключатель радиомаяка может оказаться в нерабочем состоянии в случае повреждения при вынужденной посадке. Если он не работает, инерционный выключатель “G” включится автоматически. Однако повторное выключение/включение радиомаяка потребует ручного переключения выключателя на панели блока передатчика.

1. УБЕДИТЕСЬ, ЧТО ПИТАНИЕ ПОДАЕТСЯ НА РАДИОМАЯК:
 - а) Если красная лампа сигнализации над дистанционным переключателем не мигает, установите дистанционный переключатель в положение ON (вкл.).
 - б) Послушайте звуковую сигнализацию. Если радиостанция работает, и ее можно безопасно включить (нет опасности пожара или взрыва), включите радиостанцию и установите частоту 121,5 МГц. Тон сигнала радиомаяка должен быть слышен по радио, если радиомаяк работает правильно. После выполнения указанных действий, выключите радиостанцию, чтобы сохранить заряд аккумуляторной батареи самолета.
 - в) Убедитесь, что ничто не касается антенны радиомаяка и не блокирует ее.
2. ПОСЛЕ СПАСЕНИЯ – Установите дистанционный переключатель в положение ARM, чтобы отключить радиомаяк. Если дистанционный переключатель не работает, установите переключатель на блоке передатчика ME406 (в хвостовом обтекателе) в положение ARM.

СТАНДАРТНЫЕ ПРОЦЕДУРЫ

При эксплуатации самолета в удаленных районах или над сложной местностью рекомендуется, чтобы радиомаяк проверялся квалифицированным техником чаще, чем это определено требованиями 14 CFR 91.207.

НОРМАЛЬНАЯ РАБОТА

1. Убедитесь, что дистанционный переключатель (на правой верхней приборной доске) установлен в положение ARM.

Нормальной эксплуатацией ME406 с рабочего места экипажа является только отключение и подготовка к включению радиомаяка после его случайной активации (не в аварийной ситуации).

Радиомаяк может активироваться при ударе молнии или при жесткой посадке. Если красная лампочка над дистанционным переключателем мигает и слышна звуковая сигнализация, радиомаяк включен. Проверьте наличие сигнала бедствия по радиостанции на частоте 121,5 МГц. Чтобы прекратить передачу сигнала, временно установите дистанционный переключатель в положение ON, затем в положение ARM. Сообщите ближайшему диспетчеру о случайной передаче сигнала бедствия, как только это будет возможно, чтобы обеспечить скорейшую отмену поисковых и спасательных работ.

ЛЕТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Установка радиомаяка Artex ME406 не влечет за собой каких-либо изменений летных характеристик.



CESSNA
МОДЕЛЬ 172S NAV III
GFC 700 AFCS

ИНФОРМАЦИОННОЕ РУКОВОДСТВО
РАЗДЕЛ 9 ДОПОЛНЕНИЯ
ДОПОЛНЕНИЕ 2

**Справочное руководство
пилота и одобренное FAA
Руководство по летной
эксплуатации**

SKYHAWK SP

CESSNA МОДЕЛЬ 172S

NAV III AVIONICS OPTION - GFC 700 AFCS

**Серийные номера 172S10648, 172S10507, 172S10640, 172S10656 и
далее**

ДОПОЛНЕНИЕ 2

АВАРИЙНЫЙ РАДИОМАЯК (ELT) ARTEX C406-N

СЕРИЙНЫЙ № _____

РЕГИСТРАЦИОННЫЙ № _____

Это дополнение должно быть вложено в раздел 9 Справочного руководства пилота и одобренного FAA Руководства по летной эксплуатации при установке на самолет аварийного радиомаяка (ELT).

УТВЕРЖДЕНО



Member of GAMA

FAA APPROVED UNDER 14 CFR PART 21 SUBPART J
Cessna Aircraft Co.
Delegation Option Authorization DOA-230594-CE

R. S. Lee
RLS

Administrative AR

ДАТА УТВЕРЖДЕНИЯ 20 декабря 2007

20 ДЕКАБРЯ 2007

COPYRIGHT © 2007
CESSNA AIRCRAFT COMPANY
WICHITA, KANSAS, USA

Данное Руководство не является официальным переводом и должно использоваться только для справки.
Для летной эксплуатации используйте оригинальные документы Cessna Aircraft.



Стр. S2-1

ДОПОЛНЕНИЕ 2

АВАРИЙНЫЙ РАДИОМАЯК (ELT) ARTEX C406-N

Используйте журнал действующих страниц, чтобы определить текущий статус данного дополнения.

Страницы, с изменениями, сделанными в последнем издании, отмечены значком (*) перед номером страницы.

Статус дополнения

Оригинальное издание

Дата

20 декабря 2007

ЖУРНАЛ ДЕЙСТВУЮЩИХ СТРАНИЦ

Номер страницы	Статус Страницы	Номер изменения
от S2-1 до S2-8	Оригинал	0

СПИСОК СЕРВИСНЫХ БЮЛЛЕТЕНЕЙ

Далее приводится список сервисных бюллетеней, которые имеют отношение к эксплуатации данного самолета и включены в это дополнение. Данный список содержит только те сервисные бюллетени, которые являются действительными на текущий момент.

<u>Номер</u>	<u>Название</u>	<u>Действительность по серийному номеру самолета</u>	<u>Ревизия</u>	<u>Установлено на самолете</u>
--------------	-----------------	--------------------------------------------------------------	----------------	------------------------------------

АВАРИЙНЫЙ РАДИОМАЯК (ELT) ARTEX C406-N

ОБЩАЯ ИНФОРМАЦИЯ

Аварийный радиомаяк (ELT) Artex C406-N оборудован полупроводниковым 3-частотным передатчиком, который получает питание от внутренней литиевой батареи. Навигационная функция радиомаяка C406-N получает питание от главной аккумуляторной батареи самолета через шину авионики 1 и основную шину. C406-N также оборудован дистанционным переключателем, установленным на приборной доске, а также включает в себя красную сигнальную лампу и внешнюю антенну, установленную сверху хвостового обтекателя. Дистанционный переключатель установлен вдоль правой верхней приборной доски и обеспечивает управление режимами работы радиомаяка с рабочего места экипажа. Когда дистанционный переключатель установлен в положение ARM (состояние готовности), передатчик получает питание, только когда внутренний выключатель "G" фиксирует продольную инерционную перегрузку в соответствии с TSO-C91a/TSO-C126. Когда дистанционный переключатель переводится в положение ON (вкл.), питание немедленно подается на передатчик.

Блок передатчика C406-N расположен в хвостовом обтекателе вдоль правой стороны за задней панелью багажного отсека. Блок передатчика радиомаяка имеет панель, на которой расположен переключатель ON/OFF и лампа аварийной сигнализации.

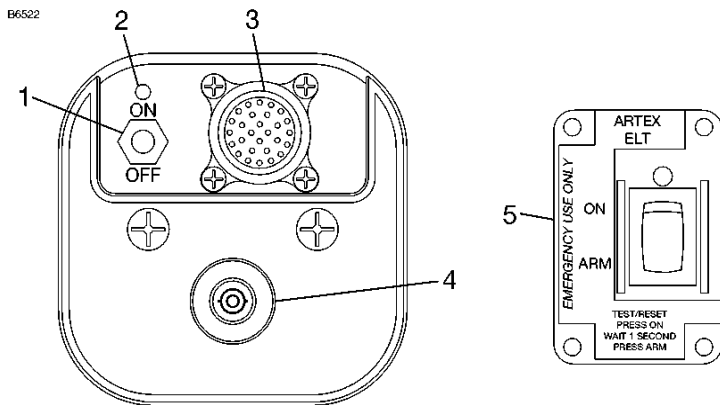
Блок ELT использует два различных способа сигнализации для сообщения пилоту о включении радиомаяка. Звуковая сигнализация издает необычный звук, который легко слышится пилотом. Визуальная сигнализация представляет собой мигающую красную лампу, расположенную непосредственно над дистанционным переключателем, которая сообщает пилоту о включении радиомаяка.

Когда питание подается на C406-N, радиомаяк передает стандартный сигнал на международной УКВ частоте 121,5 МГц и КВ частоте 243,0 МГц, пока заряд батареи не будет израсходован. Сигнал 121,5 МГц используется, в основном, для точного определения положения радиомаяка при поисковых и спасательных операциях. Данный сигнал контролируется государственными авиационными агентствами и органами коммерческой авиации и АОН.

Кроме того, в течение первых 24 часов работы радиомаяка, передается сигнал на частоте 406,028 МГц с интервалом 50 секунд. Передача данного сигнала длится 440 миллисекунд и содержит идентификационные данные, запрограммированные в радиомаяке. Сигнал принимается спутниками COSPAS/SARSAT. Передаваемые данные могут включать идентификационные данные самолета, серийный номер радиомаяка, код страны и идентификацию COSPAS/SARSAT.

(Продолжение на след. странице)

ПАНЕЛЬ УПРАВЛЕНИЯ ELT ARTEX C406-N



0718T1106

1. ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЬ НА ПАНЕЛИ (2-позиционный тумблер)
 - а) OFF – Выключение радиомаяка и перевод его в режим готовности к автоматическому включению в случае, если переключатель “G” определит наличие заранее установленного уровня замедления.
 - б) ON – Немедленное включение радиомаяка. Положение ON игнорирует переключатель автоматической активации. Должна загореться КРАСНАЯ лампа сигнализации на панели радиомаяка и на приборной доске в кабине.
2. ЛАМПА СИГНАЛИЗАЦИИ РАДИОМАЯКА – Лампа загорается КРАСНЫМ цветом, сигнализируя, что радиомаяк передает сигнал бедствия.
3. РАЗЪЕМ ДЛЯ КАБЕЛЯ ДИСТАНЦИОННОГО УПРАВЛЕНИЯ – Подключение дистанционного переключателя радиомаяка, расположенного на правой верхней приборной доске.
4. РАЗЪЕМ ДЛЯ АНТЕННЫ – Подключение антенны, установленной сверху хвостового обтекателя.
5. ДИСТАНЦИОННЫЙ ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЬ – (2-позиционный кулисный переключатель):
 - а) ARM (OFF) – Выключение радиомаяка и перевод его в режим готовности к автоматическому включению в случае, если переключатель “G” определит наличие заранее установленного уровня замедления.
 - б) ON – Дистанционное включение радиомаяка для проверки или в аварийных ситуациях. КРАСНАЯ лампа сигнализации над кулисным переключателем включается, сигнализируя, что радиомаяк передает сигнал бедствия.

Рисунок S2-1

ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ

Установка Artex C406-N ELT не влечет за собой дополнительных эксплуатационных ограничений.

Владелец или эксплуатант самолета должен зарегистрировать радиомаяк C406-N в соответствующих органах управления гражданской авиацией перед использованием, чтобы убедиться, что идентификационный код, передаваемый радиомаяком, имеется в базе данных COSPAS/SARSAT. Информацию по регистрации вы можете найти на сайте www.cospas-sarsat.org.

Требования к проверкам радиомаяка приведены в 14 CFR 91.207. Осмотр и проверку C406-N должен выполнять квалифицированный техник, с использованием соответствующего оборудования для проверки в условиях, одобренных соответствующими органами управления гражданской авиацией.

ПОРЯДОК ДЕЙСТВИЙ В АВАРИЙНЫХ СИТУАЦИЯХ

Если необходима вынужденная посадка, установите дистанционный переключатель в положение ON перед выполнением посадки. Это особенно важно в горных и удаленных районах. Красная лампа сигнализации над дистанционным переключателем будет мигать и заработает звуковая сигнализация.

После посадки, при необходимости оказания помощи поисковых и спасательных групп, используйте ELT следующим образом:

ПРИМЕЧАНИЕ

Дистанционный переключатель радиомаяка может оказаться в нерабочем состоянии в случае повреждения при вынужденной посадке. Если он не работает, инерционный выключатель “G” включится автоматически. Однако повторное выключение/включение радиомаяка потребует ручного переключения выключателя панели блока передатчика.

1. **УБЕДИТЕСЬ, ЧТО ПИТАНИЕ ПОДАЕТСЯ НА РАДИОМАЯК:**
 - а) Если красная лампа сигнализации над дистанционным переключателем не мигает, установите дистанционный переключатель в положение ON (вкл.).
 - б) Послушайте звуковую сигнализацию. Если радиостанция работает, и ее можно безопасно включить (нет опасности пожара или взрыва), включите радиостанцию и установите частоту 121,5 МГц. Тон сигнала радиомаяка должен быть слышен по радио, если радиомаяк работает правильно. После выполнения указанных действий, выключите радиостанцию, чтобы сохранить заряд аккумуляторной батареи самолета.
 - в) Убедитесь, что ничто не касается антенны радиомаяка и не блокирует ее.
2. **ПОСЛЕ СПАСЕНИЯ** – Установите дистанционный переключатель в положение ARM, чтобы отключить радиомаяк. Если дистанционный переключатель не работает, установите переключатель на блоке передатчика C406-N (в хвостовом обтекателе) в положение OFF.

СТАНДАРТНЫЕ ПРОЦЕДУРЫ

При эксплуатации самолета в удаленных районах или над сложной местностью рекомендуется, чтобы радиомаяк проверялся квалифицированным техником чаще, чем определено требованиями 14 CFR 91.207.

НОРМАЛЬНАЯ РАБОТА

1. Убедитесь, что дистанционный переключатель (на правой верхней приборной доске) установлен в положение ARM.

Нормальной эксплуатацией C406-N с рабочего места экипажа является только отключение и подготовка к включению радиомаяка после его случайной активации (не в аварийной ситуации).

Радиомаяк может активироваться при ударе молнии или при жесткой посадке. Если красная лампочка над дистанционным переключателем мигает и слышна звуковая сигнализация, радиомаяк включен. Проверьте наличие сигнала бедствия по радиостанции на частоте 121,5 МГц. Чтобы прекратить передачу сигнала, временно установите дистанционный переключатель в положение ON, затем в положение ARM. Сообщите ближайшему диспетчеру о случайной передаче сигнала бедствия, как только это будет возможно, чтобы обеспечить скорейшую отмену поисковых и спасательных работ.

ЛЕТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Установка радиомаяка Artex C406-N ELT не влечет за собой каких-либо изменений летных характеристик.



CESSNA
МОДЕЛЬ 172S NAV III
GFC 700 AFCS

ИНФОРМАЦИОННОЕ РУКОВОДСТВО
РАЗДЕЛ 9 ДОПОЛНЕНИЯ
ДОПОЛНЕНИЕ 3

**Справочное руководство
пилота и одобренное FAA
Руководство по летной
эксплуатации**

**SKYHAWK
SP**

CESSNA МОДЕЛЬ 172S

NAV III AVIONICS OPTION - GFC 700 AFCS
Серийные номера 172S10648, 172S10507, 172S10640,
172S10656 и далее

ДОПОЛНЕНИЕ 3

**АВТОМАТИЧЕСКИЙ РАДИОКОМПАС
BENDIX/KING KR87**

СЕРИЙНЫЙ № _____

РЕГИСТРАЦИОННЫЙ № _____

Это дополнение должно быть вложено в раздел 9 Справочного руководства пилота и одобренного FAA Руководства по летной эксплуатации при установке на самолет автоматического радиокompаса.

УТВЕРЖДЕНО

FAA APPROVED UNDER 14 CFR PART 21 SUBPART J
Cessna Aircraft Co.
Delegation Option Authorization DOA-230594-CE



Member of GAMA

R. S. L.
RLS

Administrative AR

ДАТА УТВЕРЖДЕНИЯ 20 декабря 2007

20 ДЕКАБРЯ 2007

COPYRIGHT © 2007
CESSNA AIRCRAFT COMPANY
WICHITA, KANSAS, USA

Данное Руководство не является официальным переводом и должно использоваться только для справки.
Для летной эксплуатации используйте оригинальные документы Cessna Aircraft.



Стр. S3-1

ДОПОЛНЕНИЕ 3

АВТОМАТИЧЕСКИЙ РАДИОКОМПАС (ADF) BENDIX/KING KR87

Используйте журнал действующих страниц, чтобы определить текущий статус данного дополнения.

Страницы, с изменениями, сделанными в последнем издании, отмечены значком (*) перед номером страницы.

Статус дополнения

Оригинальное издание

Дата

20 декабря 2007

ЖУРНАЛ ДЕЙСТВУЮЩИХ СТРАНИЦ

Номер
страницы

от S3-1 до S3-12

Статус
страницы

Оригинал

Номер
изменения

0

СПИСОК СЕРВИСНЫХ БЮЛЛЕТЕНЕЙ

Далее приводится список сервисных бюллетеней, которые имеют отношение к эксплуатации данного самолета и включены в это дополнение. Данный список содержит только те сервисные бюллетени, которые являются действительными на текущий момент.

<u>Номер</u>	<u>Название</u>	<u>Действительность по серийному номеру самолета</u>	<u>Ревизия</u>	<u>Установлено на самолете</u>
--------------	-----------------	--------------------------------------------------------------	----------------	------------------------------------

АВТОМАТИЧЕСКИЙ РАДИОКОМПАС (ADF) BENDIX/KING KR87

ОБЩАЯ ИНФОРМАЦИЯ

Цифровой APK (ADF) Bendix/King является установленным на панели автоматическим радиокompасом с цифровой настройкой. Его конструкция обеспечивает постоянную цифровую настройку с интервалом 1 кГц в диапазоне частот от 200 кГц до 1799 кГц и исключает необходимость механического переключения диапазонов. Система оборудована приемником, встроенным электронным таймером, указателем курса, отображающимся на индикаторе горизонтального положения (HSI) G1000 и комбинированной рамочной и приемной антенной KA-44B. Органы управления и отображения информации цифрового радиокompаса Bendix/King показаны и описаны на рис. S3-1. Аудиопанель Garmin GMA 1347 используется для управления аудиовыходом. Работа аудиопанели описана в справочном руководстве пилота Garmin G1000.

Цифровой радиокompас Bendix/King может использоваться для определения положения и курса на радиомаяк, а также для прослушивания радиосигналов с амплитудной модуляцией (AM).

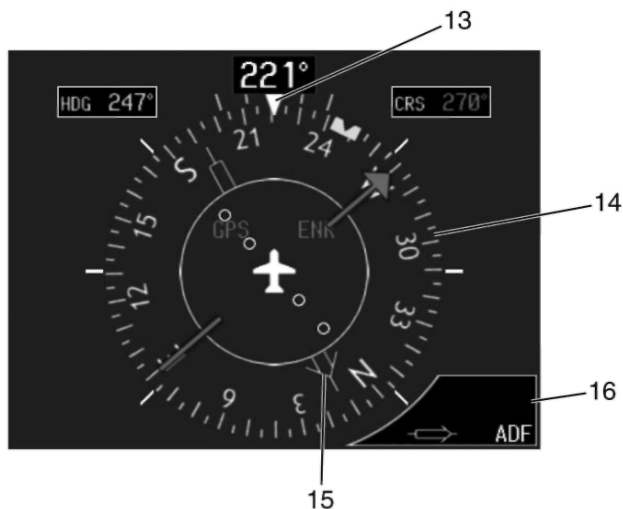
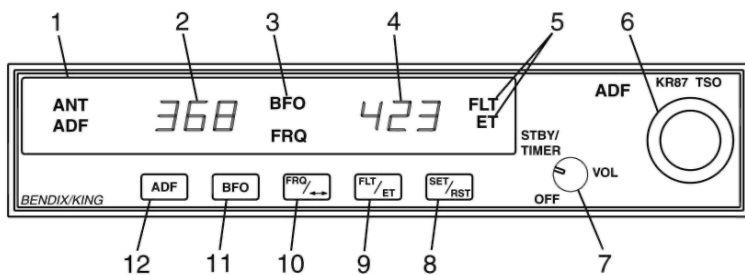
Дисплей с функцией перекидывания частоты позволяет переключаться между заданными резервной и активными частотами нажатием кнопки переключения частоты. Обе заданные частоты хранятся в энергонезависимой запоминающей схеме (не требующей питания аккумуляторной батареи) и отображаются большими, легко-читаемыми числами с автоматической регулировкой яркости. Активная частота постоянно отображается в левом окне, в то время как в правом окне отображается либо резервная частота, либо выбранные показания встроенного электронного таймера.

Встроенный электронный таймер имеет две функции времени, которые работают независимо друг от друга. Автоматический таймер полетного времени запускается при включении радиокompаса. Предел отсчета данного таймера составляет 59 часов 59 минут. Таймер прошедшего времени будет выполнять прямой или обратный отсчет в течение 59 минут 59 секунд (макс.). Если запрограммирован определенный временной интервал, и значение времени при обратном отсчете достигает :00, дисплей будет мигать в течение 15 секунд. Т.к. таймер полетного времени и таймер прошедшего времени работают независимо друг от друга, можно контролировать показания одного из таймеров, не сбрасывая показания другого. Кнопки управления имеют внутреннюю подсветку. Яркость управляется регулятором яркости AVIONICS.

(Продолжение на след. странице)

АВТОМАТИЧЕСКИЙ РАДИОКОМПАС (ADF) BENDIX/KING KR87

B4218



0585T1043
0585T1065

Рисунок S3-1

ОБЩАЯ ИНФОРМАЦИЯ (продолжение)

1. СИГНАЛИЗАТОР РЕЖИМА ANT/ADF – Антенна (ANT) выбрана, когда кнопка ADF находится в отжатом положении OUT. Этот режим улучшает радиоприем и обычно используется для идентификации станции. Указатель курса отклоняется и останавливается в положении 90°. Режим автоматического радиокompаса (ADF) выбирается нажатием кнопки ADF. Этот режим активирует указатель курса и обеспечивает индикацию направления на радиостанцию относительно курса самолета.
2. ДИСПЛЕЙ АКТИВНОЙ ЧАСТОТЫ – Частота, на которую настроен радиокompас, отображается на этом дисплее. Активную частоту радиокompаса можно изменить напрямую при выборе одной из двух функций таймера.
3. СИГНАЛИЗАТОР BFO (генератор частоты колебаний) – Режим BFO включается и сигнализируется при нажатии кнопки BFO. Когда режим BFO активен, несущая частота и ее идентификатор кода Морзе могут быть услышаны.

ПРИМЕЧАНИЕ

Сигналы (CW) (код Морзе) являются немодулированными, и без использования BFO аудио сигналы не могут быть услышаны. Этот тип сигнала не используется в воздушной навигации США. Он используется в некоторых других странах и для морских радиомаяков.

4. РЕЗЕРВНАЯ ЧАСТОТА/ДИСПЛЕЙ ВРЕМЕНИ ПОЛЕТА ИЛИ ПРОЙДЕННОГО ВРЕМЕНИ – Когда отображается символ FRQ, резервная частота STANDBY отображается на правом дисплее. Резервная частота выбирается при помощи ручек настройки частоты. Выбранная резервная частота переводится в окно активной частоты нажатием кнопки переключателя частоты. В этом окне отображается резервная частота, таймер полетного времени или прошедшее время. Таймер полетного времени и таймер прошедшего времени заменяют резервную частоту, которая запоминается, и может быть снова вызвана на экран в любое время нажатием кнопки FRQ. Полетное время или прошедшее время отображается и сигнализируется при отжатии кнопки FLT/ET.
5. СИГНАЛИЗАЦИЯ РЕЖИМА ТАЙМЕРА ПОЛЕТНОГО ВРЕМЕНИ И ТАЙМЕРА ПРОШЕДШЕГО ВРЕМЕНИ – Данный индикатор показывает активный режим: прошедшее время (ET) или полетное время (FLT).

(Продолжение на след. странице)

ОБЩАЯ ИНФОРМАЦИЯ (продолжение)

6. **РУЧКИ НАСТРОЙКИ ЧАСТОТЫ** – Позволяют настроить резервную частоту, когда отображается FRQ, и настроить активную частоту напрямую при выборе одной из функций отсчета времени. Ручки настройки частоты можно вращать по часовой или против часовой стрелки. Маленькая ручка выдвигается для выполнения настроек единиц. Маленькая ручка вдавливается для выполнения настроек десятков. Внешняя ручка выполняет настройку сотен с прокруткой до диапазона от 1000's до 1799. Эти ручки также используются для установки желаемого времени, когда таймер прошедшего времени используется в режиме обратного отсчета.
7. **ВЫКЛЮЧАТЕЛЬ ВКЛ.-ВЫКЛ. И РЕГУЛЯТОР ГРОМКОСТИ ЗВУКА (ON/OFF/VOL)** – Управляет включением-выключением и громкостью выходного аудиосигнала. Поверните выключатель управления по часовой стрелке из положения OFF, чтобы включить приемник и увеличить громкость звука. KR87 имеет функцию приглушения звука, которая позволяет приглушить выходной аудиосигнал кроме случая, когда приемник зафиксирован на какой-либо доступной станции.
8. **КНОПКА УСТАНОВКИ/СБРОСА ТАЙМЕРА ПРОШЕДШЕГО ВРЕМЕНИ (SET/RST)** - Кнопка SET/RST сбрасывает таймер прошедшего времени независимо от того, отображается оно или нет.
9. **КНОПКА ВЫБОРА РЕЖИМОВ ТАЙМЕРА ПОЛЕТНОГО ВРЕМЕНИ/ТАЙМЕРА ПРОШЕДШЕГО ВРЕМЕНИ (FLT/ET)** – Кнопка FLT/ET позволяет выбрать режим таймера полетного времени или таймера прошедшего времени при нажатии.
10. **КНОПКА ПЕРЕКЛЮЧЕНИЯ ЧАСТОТЫ (FRQ)** – Кнопка FRQ позволяет при нажатии переключать резервную и активную частоты.
11. **КНОПКА BFO (генератор частоты колебаний)** – Кнопка BFO позволяет при нажатии выбирать режим BFO. (См. примечание после пункта 3).
12. **КНОПКА ADF** – Кнопка ADF позволяет выбрать режим ANT или ADF. Режим ANT выбирается, когда кнопка ADF находится в отжатом положении. Режим ADF выбирается, когда кнопка ADF нажата.
13. **КУРСОВАЯ ЛИНИЯ** – Показывает магнитный курс самолета.
14. **ВРАЩАЮЩИЙСЯ ЛИМБ КОМПАСА (НА ИНДИКАТОРЕ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ПОЛОЖЕНИЯ)** – Вращающийся лимб компаса поворачивается при изменении курса самолета. Магнитный курс самолета показывается под курсовой чертой.
15. **УКАЗАТЕЛЬ КУРСА** – Показывает магнитный курс (направление) на радио станцию.
16. **ИНФОРМАЦИОННОЕ ОКНО КУРСА** – Показывает тип указателя, использующегося в качестве указателя курса радиокompаса. Если ADF не отображается, нажимайте сенсорную клавишу BRG1 или BRG2, пока ADF не будет отображаться.

ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ

См. раздел 2 справочного руководства пилота и одобренного FAA Руководства по летной эксплуатации.

ПОРЯДОК ДЕЙСТВИЙ В АВАРИЙНЫХ СИТУАЦИЯХ

Установка автоматического радиокompаса (ADF) Bendix/King KR 87 не влечет за собой изменений в порядке действий при аварийных ситуациях.

СТАНДАРТНЫЕ ПРОЦЕДУРЫ

ДЛЯ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ В КАЧЕСТВЕ АВТОМАТИЧЕСКОГО РАДИОКОМПАСА

1. Выключатель OFF/VOL – ON (вкл.)
2. Ручки настройки частоты – ВЫБРАТЬ желаемую частоту на дисплее резервной частоты.
3. Кнопка FRQ – НАЖАТЬ для перемещения желаемой частоты из положения резервной частоты в положение активной частоты.
4. Селекторные кнопки ADF (на аудио панели) – ВЫБРАТЬ желаемый режим.
5. Выключатель OFF/VOL – УСТАНОВИТЬ желаемый уровень громкости звука и удостовериться в приеме сигнала желаемой станции.
6. Сенсорная клавиша PFD (на основном пилотажном дисплее) – НАЖАТЬ для отображения сенсорных клавиш BRG1 и BRG2.
7. Сенсорные клавиши BRG1 или BRG2 (на основном пилотажном дисплее) – НАЖАТЬ для отображения ADF в информационном окне пеленга.
8. Кнопка ADF – ВЫБРАТЬ режим ADF и убедиться, что магнитный курс радиостанции отображается на индикаторе горизонтального положения.

(Продолжение на след. странице)

СТАНДАРТНЫЕ ПРОЦЕДУРЫ (продолжение)

ПРОВЕРКА ADF (ДО ИЛИ ВО ВРЕМЯ ПОЛЕТА):

1. Кнопка ADF – ВЫБРАТЬ режим ANT и убедиться, что указатель перемещается в положение 90°.
2. Кнопка ADF – ВЫБРАТЬ режим ADF и убедиться, что указатель без колебаний перемещается к значению курса станции. Чрезмерная медлительность или колебания или обратные движения указателя указывают на слабость сигнала или неисправность системы.

ДЛЯ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ВFO:

1. Выключатель OFF/VOL – ON (вкл.)
2. Кнопка ВFO – НАЖАТЬ
3. Селекторные кнопки ADF (на аудио панели) – ВЫБРАТЬ желаемый режим.
4. Ручка управления уровнем звука VOL – УСТАНОВИТЬ желаемый уровень звука.

ПРИМЕЧАНИЕ

Тон 1000 Гц и идентификатор кода Морзе слышны на аудио выходе при приеме немодулированного сигнала (CW).

ДЛЯ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ТАЙМЕРА ПОЛЕТНОГО ВРЕМЕНИ:

1. Выключатель OFF/VOL – ON (вкл.)
2. Кнопка режима FLT/ET – НАЖАТЬ (один или два раза) до отображения FLT. Время на таймере уже будет идти, т.к. он активируется при включении радиоконпаса.
3. Выключатель OFF/VOL – OFF (выкл.), затем ON (вкл.), если необходимо сбросить таймер полетного времени.

ДЛЯ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ТОЛЬКО В КАЧЕСТВЕ СВЯЗНОГО ПРИЕМНИКА:

1. Выключатель OFF/VOL – ON (вкл.)
2. Кнопка ADF – ВЫБРАТЬ режим ANT
3. Ручки настройки частоты – ВЫБРАТЬ желаемую частоту на дисплее резервной частоты.
4. Кнопка FRQ – НАЖАТЬ для перемещения желаемой частоты из положения резервной частоты в положение активной частоты.
5. Селекторные кнопки ADF (на аудио панели) – ВЫБРАТЬ желаемый режим.
6. Ручка управления уровнем звука VOL – УСТАНОВИТЬ желаемый уровень звука.

(Продолжение на след. странице)

СТАНДАРТНЫЕ ПРОЦЕДУРЫ (продолжение)

ДЛЯ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ РЕЖИМА ПРЯМОГО ОТСЧЕТА ТАЙМЕРА ПРОШЕДШЕГО ВРЕМЕНИ:

1. Выключатель OFF/VOL – ON (вкл.)
2. Кнопка режима FLT/ET – НАЖАТЬ (один или два раза) до отображения ET.
3. Кнопка SET/RST – быстро НАЖАТЬ для сброса таймера прошедшего времени на ноль.

ПРИМЕЧАНИЕ

Резервная частота, хранящаяся в памяти при отображении режимов полетного или прошедшего времени, может быть снова вызвана на экран нажатием кнопки FRQ, затем частоту можно перевести в активную, нажав кнопку FRQ еще раз.

ДЛЯ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ РЕЖИМА ОБРАТНОГО ОТСЧЕТА ТАЙМЕРА ПРОШЕДШЕГО ВРЕМЕНИ:

1. Выключатель OFF/VOL – ON (вкл.)
2. Кнопка режима FLT/ET – НАЖАТЬ (один или два раза) до отображения ET.
3. Кнопка SET/RST – НАЖИМАТЬ и держать, пока надпись ET не начнет мигать.
4. РУЧКИ НАСТРОЙКИ ЧАСТОТЫ – УСТАНОВИТЬ желаемое время на дисплее прошедшего времени. Маленькая ручка выдвигается для выполнения настройки единиц. Маленькая ручка вдавливается для выполнения настройки десятков. Внешняя ручка настраивает минуты (до 59 минут).

ПРИМЕЧАНИЕ

Селекторные кнопки остаются в режиме установки времени в течение 15 секунд после последнего ввода или до нажатия кнопки SET/RST, FLT/ET или FRQ.

(Продолжение на след. странице)

СТАНДАРТНЫЕ ПРОЦЕДУРЫ (продолжение)

ДЛЯ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ РЕЖИМА ОБРАТНОГО ОТСЧЕТА ТАЙМЕРА ПРОШЕДШЕГО ВРЕМЕНИ: (продолжение)

5. Кнопка SET/RST – НАЖАТЬ для начала обратного отсчета. Когда показания на таймере достигают нуля, таймер начинает прямой отсчет, дисплей при этом мигает в течение 15 секунд.

ПРИМЕЧАНИЕ

Когда отображаются надписи FLT или ET, активную частоту на левой стороне дисплея можно изменить с помощью ручек настройки частоты. Это не окажет никакого влияния на запомненную резервную частоту или другие режимы.

ПРИМЕЧАНИЯ ПО РАБОТЕ РАДИОКОМПАСА (ADF):

НЕВЕРНЫЕ ПОКАЗАНИЯ КУРСА ИЗ-ЗА РАДИОЧАСТОТНЫХ ПОМЕХ:

В США Федеральная комиссия связи (FCC), которая назначает радиочастоты, иногда назначает одну и ту же частоту более чем одной станции в определенном районе. Определенные условия, такие как «ночной эффект», могут вызывать наложение сигналов подобных станций. Это необходимо принимать во внимание при использовании АМ (амплитудная модуляция) станций для навигации.

Пятна на солнце и некоторые атмосферные явления могут иногда искажать прием, вызывая наложение сигналов от двух станций, работающих на одной частоте. В связи с этим, рекомендуется всегда выполнять позитивную идентификацию настраиваемой станции, переводя переключатель функций в положение ANT и прослушивая позывные станции.

При приближении электрической бури стрелка индикатора радиокompаса имеет тенденцию вращения от настраиваемой станции по направлению к центру бури.

(Продолжение на след. странице)

СТАНДАРТНЫЕ ПРОЦЕДУРЫ (продолжение)

ПРИМЕЧАНИЯ ПО РАБОТЕ РАДИОКОМПАСА (ADF): (продолжение)

ЭЛЕКТРИЧЕСКИЕ БУРИ:

При приближении электрической бури стрелка индикатора ADF имеет тенденцию вращения от настраиваемой станции по направлению к центру бури.

НОЧНОЙ ЭФФЕКТ:

Нарушение работы радиокompаса, связанное с «ночным эффектом», наблюдается особенно отчетливо непосредственно после заката или сразу после рассвета. Стрелка индикатора ADF в это время может вращаться ошибочно. Если возможно, настройтесь на самую мощную станцию с самой низкой частотой. Если это не представляется возможным, используйте средние показания стрелки для определения курса на радиостанцию.

ГОРНЫЙ ЭФФЕКТ:

Радиоволны, отражаясь от поверхности гор, могут привести к колебаниям стрелки или указанию неправильного курса. Это необходимо принимать во внимание при определении курса на радиостанцию в горных районах.

ПРЕЛОМЛЕНИЕ ВОЛН В ПРИБРЕЖНЫХ РАЙОНАХ:

Радиоволны могут преломляться, двигаясь от поверхности земли к поверхности моря или параллельно береговой линии. Это также необходимо принимать во внимание.

ЛЕТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Установка автоматического радиокompаса (ADF) Bendix/King KR 87 не влечет за собой изменений летных характеристик самолета. Однако установка наружной антенны или вспомогательных наружных антенн может привести к небольшому ухудшению летных характеристик.

Справочное руководство
пилота и одобренное FAA
Руководство по летной
эксплуатации
SKYHAWK
SP

CESSNA МОДЕЛЬ 172S

NAV III AVIONICS OPTION - GFC 700 AFCS
Серийные номера 172S10648, 172S10507, 172S10640,
172S10656 и далее

ДОПОЛНЕНИЕ 4

**КОМПЛЕКТ ДЛЯ ЭКСПЛУАТАЦИИ
В ЗИМНИХ УСЛОВИЯХ**

СЕРИЙНЫЙ № _____

РЕГИСТРАЦИОННЫЙ № _____

Это дополнение должно быть вложено в раздел 9 Справочного руководства пилота и одобренного FAA Руководства по летной эксплуатации при установке на самолет комплекта для эксплуатации в зимних условиях.

УТВЕРЖДЕНО

FAA APPROVED UNDER 14 CFR PART 21 SUBPART J
Cessna Aircraft Co.
Delegation Option Authorization DOA-230594-CE



Member of GAMA

R. S. L.
RLS

Administrative AR

ДАТА УТВЕРЖДЕНИЯ 20 декабря 2007

20 ДЕКАБРЯ 2007

COPYRIGHT © 2007
CESSNA AIRCRAFT COMPANY
WICHITA, KANSAS, USA

Данное Руководство не является официальным переводом и должно использоваться только для справки.
Для летной эксплуатации используйте оригинальные документы Cessna Aircraft.



Стр. S4-1

ДОПОЛНЕНИЕ 4

КОМПЛЕКТ ДЛЯ ЭКСПЛУАТАЦИИ В ЗИМНИХ УСЛОВИЯХ

Используйте журнал действующих страниц, чтобы определить текущий статус данного дополнения.

Страницы, с изменениями, сделанными в последнем издании, отмечены значком (*) перед номером страницы.

Статус дополнения

Оригинальное издание

Дата

20 декабря 2007

ЖУРНАЛ ДЕЙСТВУЮЩИХ СТРАНИЦ

Номер
страницы

от S4-1 до S4-6

Статус
страницы

Оригинал

Номер
изменения

0

СПИСОК СЕРВИСНЫХ БЮЛЛЕТЕНЕЙ

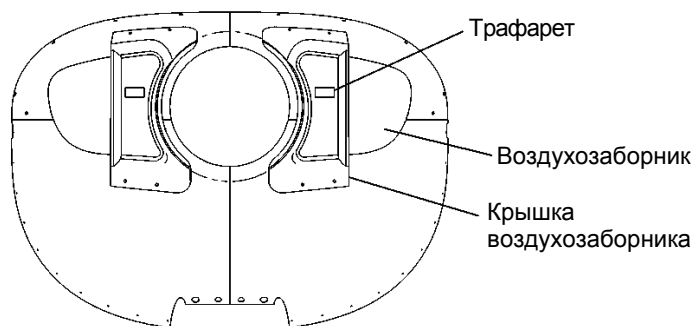
Далее приводится список сервисных бюллетеней, которые имеют отношение к эксплуатации данного самолета и включены в это дополнение. Данный список содержит только те сервисные бюллетени, которые являются действительными на текущий момент.

<u>Номер</u>	<u>Название</u>	<u>Действительность по серийному номеру самолета</u>	<u>Ревизия</u>	<u>Установлено на самолете</u>
--------------	-----------------	--------------------------------------------------------------	----------------	------------------------------------

ОБЩАЯ ИНФОРМАЦИЯ ПО КОМПЛЕКТУ ДЛЯ ЭКСПЛУАТАЦИИ В ЗИМНИХ УСЛОВИЯХ

Комплект для эксплуатации в зимних условиях состоит из двух крышек с трафаретами, прикрепленными к воздухозаборникам в передней части обтекателя, шелковых трафаретов на приборной доске и изоляции вентиляционной трубы картера двигателя. Это оборудование должно быть установлено для эксплуатации самолета при температурах ниже 20°F (-7°C). После установки, изоляция вентиляционной трубы картера может постоянно использоваться как при жаркой, так и при холодной погоде.

B8018



055271007

Рисунок S4-1

ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ

Следующая информация должна иметься на трафаретах, когда самолет оборудован комплектом для эксплуатации в зимних условиях.

1. На каждой крышке воздухозаборника:

B8021

REMOVE
WHEN O.A.T.
EXCEEDS 20°F

СНЯТЬ, КОГДА
ТЕМПЕРАТУРА
НАРУЖНОГО ВОЗДУХА
ПРЕВЫШАЕТ 20°F

2. На приборной доске под основным пилотажным дисплеем:

B7545

WINTERIZATION KIT MUST BE REMOVED
WHEN OUTSIDE AIR TEMPERATURE IS
ABOVE 20° F.

КОМПЛЕКТ ДЛЯ ЭКСПЛУАТАЦИИ
В ЗИМНИХ УСЛОВИЯХ НЕОБХОДИМО
СНЯТЬ, КОГДА ТЕМПЕРАТУРА
НАРУЖНОГО ВОЗДУХА ВЫШЕ 20°F.

ПОРЯДОК ДЕЙСТВИЙ В АВАРИЙНЫХ СИТУАЦИЯХ

Установка комплекта для эксплуатации в зимних условиях не влечет за собой изменений порядка действий при аварийных ситуациях.

СТАНДАРТНЫЕ ПРОЦЕДУРЫ

Установка комплекта для эксплуатации в зимних условиях не влечет за собой изменений стандартных процедур.

ЛЕТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Установка комплекта для эксплуатации в зимних условиях не влечет за собой изменений летных характеристик самолета.



CESSNA
МОДЕЛЬ 172S NAV III
GFC 700 AFCS

ИНФОРМАЦИОННОЕ РУКОВОДСТВО
РАЗДЕЛ 9 ДОПОЛНЕНИЯ
ДОПОЛНЕНИЕ 5

**Справочное руководство
пилота и одобренное FAA
Руководство по летной
эксплуатации**

**SKYHAWK
SP**

CESSNA МОДЕЛЬ 172S

NAV III AVIONICS OPTION - GFC 700 AFCS

**Серийные номера 172S10648, 172S10507, 172S10640,
172S10656 и далее**

ДОПОЛНЕНИЕ 5

**ПРИГОДНОСТЬ К ЭКСПЛУАТАЦИИ
ПО ТРЕБОВАНИЯМ JAR-OPS**

СЕРИЙНЫЙ № _____

РЕГИСТРАЦИОННЫЙ № _____

Это дополнение должно быть вложено в раздел 9 Справочного руководства пилота и одобренного FAA Руководства по летной эксплуатации при эксплуатации самолета по требованиям JAR-OPS.

УТВЕРЖДЕНО

FAA APPROVED UNDER 14 CFR PART 21 SUBPART J
Cessna Aircraft Co.
Delegation Option Authorization DOA-230594-CE



Member of GAMA

R. S. L.
RLS

Administrative AP

ДАТА УТВЕРЖДЕНИЯ 20 декабря 2007

20 ДЕКАБРЯ 2007

COPYRIGHT © 2007
CESSNA AIRCRAFT COMPANY
WICHITA, KANSAS, USA



ДОПОЛНЕНИЕ 5

ПРИГОДНОСТЬ К ЭКСПЛУАТАЦИИ ПО ТРЕБОВАНИЯМ JAR-OPS

Используйте журнал действующих страниц, чтобы определить текущий статус данного дополнения.

Страницы, с изменениями в последнем издании, отмечены значком (*) перед номером страницы.

Статус дополнения

Оригинальное издание

Дата

20 декабря 2007

ЖУРНАЛ ДЕЙСТВУЮЩИХ СТРАНИЦ

Номер страницы	Статус страницы	Номер изменения
от S5-1 до S5-6	Оригинал	0

СПИСОК СЕРВИСНЫХ БЮЛЛЕТЕНЕЙ

Далее приводится список сервисных бюллетеней, которые имеют отношение к эксплуатации данного самолета и включены в это дополнение. Данный список содержит только те сервисные бюллетени, которые являются действительными на текущий момент.

<u>Номер</u>	<u>Название</u>	<u>Действительность по серийному номеру самолета</u>	<u>Ревизия</u>	<u>Установлено на самолете</u>
--------------	-----------------	--------------------------------------------------------------	----------------	------------------------------------

ПРИГОДНОСТЬ К ЭКСПЛУАТАЦИИ ПО ТРЕБОВАНИЯМ JAR-OPS

ОБЩАЯ ИНФОРМАЦИЯ

ПРИГОДНОСТЬ К ЭКСПЛУАТАЦИИ

Руководящие циркуляры Объединенной администрации гражданской авиации (JAA TGL), приведенные ниже, требуют, чтобы информация о пригодности самолета к эксплуатации была включена в Справочное руководство пилота/Руководство по летной эксплуатации или дополнение к нему для обеспечения удобства процесса одобрения согласно требованиям JAR-OPS. В этом дополнении представлена такая информация. Эта информация не связана с эксплуатацией пилотом самолета или оборудования.

ПРИГОДНОСТЬ К ЭКСПЛУАТАЦИИ НАВИГАЦИОННОГО ОБОРУДОВАНИЯ

Приемники GPS/GNSS в системе G1000 сертифицированы по TSO C129a Класс A1 и ETSO C129a Класс A1 или TSO C145a и ETSO 2C145a.

Эксплуатационные характеристики установленной системы G1000 проверены и одобрены для полетов по ППП, аэродромной навигации и неточных (RNAV or GPS) заходов на посадку по AC 20-138A при использовании GPS/GNSS с правильной навигационной базой данных.

Система G1000 отвечает требованиям для GPS/GNSS как основных средств навигации при эксплуатации в океанских/удаленных зонах (RNP-10) по AC 20-138A, FAA Notice N8110.60, FAA Order 8400-12A и FAA Order 8700-1. Требуется, чтобы оба приемника GPS/GNSS работали и получали необходимые сигналы, за исключением воздушных трасс, требующих наличия только одного средства дальней навигации.

Система G1000 признана годной для полетной и аэродромной навигации BRNAV (RNP-5) и PRNAV (RNP-1) согласно JAA TGL-2 (ACJ20X4), JAA TGL-10 и AC 90-96A, при условии, что G1000 получает соответствующую навигационную информацию хотя бы от одного GPS-приемника. Пригодность к эксплуатации не является эксплуатационным одобрением.

(Продолжение на след. странице)

ОБЩАЯ ИНФОРМАЦИЯ (продолжение)

ПРИГОДНОСТЬ К ЭКСПЛУАТАЦИИ УЛУЧШЕННОЙ СИСТЕМЫ ВОЗДУШНОГО НАБЛЮДЕНИЯ SSR РЕЖИМА S

Транспондер (УВД ответчик) GTX 33 сертифицирован согласно TSO C112a и ETSO 2C112a. Эксплуатационные характеристики установленного транспондера GTX 33 проверены и одобрены согласно AC 20-131A, Draft AC-131B и AC 23-8B.

GTX 33 способен отвечать на запросы в режимах A, C и полностью соответствует требованиям режима S, основного воздушного наблюдения согласно TGL 13 Rev 1 и Draft TGL 13 Rev 2. GTX 33 поддерживает работу усовершенствованного режима ответчика. Это не является эксплуатационным одобрением или одобрением летной годности для использования усовершенствованного режима.

ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ

Пригодность к эксплуатации в соответствии с требованиями JAR-OPS не влечет за собой изменений эксплуатационных ограничений самолета. JAR-OPS могут устанавливать отдельные эксплуатационные ограничения по использованию воздушного пространства.

ПОРЯДОК ДЕЙСТВИЙ В АВАРИЙНЫХ СИТУАЦИЯХ

Пригодность к эксплуатации в соответствии с едиными авиационными требованиями не влечет за собой изменений порядка действий в аварийных ситуациях.

СТАНДАРТНЫЕ ПРОЦЕДУРЫ

Пригодность к эксплуатации в соответствии с требованиями JAR-OPS не влечет за собой изменений стандартных процедур.

ЛЕТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Пригодность к эксплуатации в соответствии с требованиями JAR-OPS не влечет за собой изменений летных характеристик самолета.

