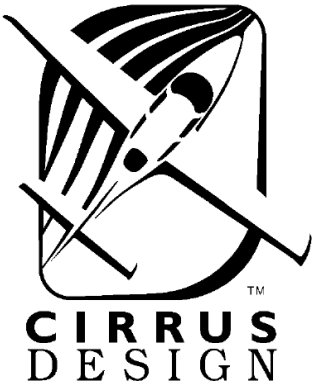
ОПЕРАТИВНЫЙ СПРАВОЧНИК ПИЛОТА И УТВЕРЖДЕННОЕ FAA РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ САМОЛЕТА

CIRRUS DESIGN SR22

Утверждено Федеральным управлением гражданской авиации (FAA) для эксплуатации самолета нормальной категории (Normal Category), соответствующего требованиям FAR 23. Настоящий документ (далее – Справочник) должен постоянно храниться на борту самолета в доступном для пилота месте при выполнении полета в любых условиях.

СПРАВОЧНИК СОДЕРЖИТ МАТЕРИАЛ, КОТОРЫЙ, СОГЛАСНО ТРЕБОВАНИЯМ ЧАСТИ 23 FAR, ДОЛЖЕН ПРЕДОСТАВЛЯТЬСЯ ПИЛОТУ, А ТАКЖЕ ДОПОЛНИТЕЛЬНУЮ ИНФОРМАЦИЮ ОТ ФИРМЫ-ИЗГОТОВИТЕЛЯ И ПРЕДСТАВЛЯЕТ СОБОЙ УТВЕРЖДЕННОЕ FAA РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ.



Copyright © 2003 – All Rights Reserved

Cirrus Design Corporation
4515 Taylor Circle
Duluth, MN 55811

SR22
ОПЕРАТИВНЫЙ СПРАВОЧНИК ПИЛОТА

ПРЕДИСЛОВИЕ

Справочник подготовлен фирмой Cirrus Design Corporation для ознакомления эксплуатантов с конструкцией предлагаемого фирмой самолета SR22. Прочтите внимательно этот Справочник. В нем описаны эксплуатационные процедуры, обеспечивающие соответствие приведенным в тексте летным характеристикам, содержатся сведения, способствующие наиболее эффективной эксплуатации самолета, и дана информация по поддержанию технического состояния самолета, так чтобы он все время оставался «как новенький».

Примечание. Все приведенные в настоящем Справочнике ограничения, процедуры, требования по технической эксплуатации и обслуживанию, данные по летным характеристикам носят обязательный характер в целях обеспечения соответствия эксплуатационным правилам FAA и продолжительной летной годности самолета.

Справочник содержит материал, который согласно требованиям FAR должен предоставляться пилоту, а также дополнительную информацию от фирмы-изготовителя и представляет собой утвержденное FAA Руководство по летной эксплуатации самолета SR22 производства фирмы Cirrus Design Corporation.

СПРАВОЧНИК

Оперативный справочник пилота подготовлен на основе Технических условий 1 (Изменение 2) Ассоциации производителей общей авиации (GAMA) от 18 октября 1996 г., которые определяют его содержание и формат. Однако в целях ясности изложения в тексте допущены некоторые отклонения от требований упомянутых Технических условий. Справочник выполнен в виде комплекта свободно заменяемых листов для облегчения внесения изменений и в удобном для хранения формате. Разделительные ярлычки обеспечивают быстрое отыскание раздела, содержащего требуемую информацию. В целях нахождения конкретных данных в пределах раздела в начале каждого раздела помещено Содержание. Справочник включает в себя 10 разделов:

Раздел 1 ..... Общие положения
Раздел 2 ..... Ограничения
Раздел 3 ..... Действия в аварийных ситуациях
Раздел 3А ..... Действия в сложных случаях
Раздел 4 ..... Выполнение нормального полета
Раздел 5 ..... Летные характеристики
Раздел 6 ..... Загрузка и центровка
Раздел 7 .....Описание самолета и систем
Раздел 8 ..... Уход, обслуживание и техническое обслуживание
Раздел 9 ..... Дополнения
Раздел 10 ..... Информация по безопасности

Представленная в Справочнике информация – это результат обширных летных испытаний, она утверждена Федеральным управлением гражданской авиации США (FAA). При этом по мере разработки новых процедур или изменения летных характеристик соответствующие данные будут направляться для учета Владельцу каждого самолета.

Примечание. На Владельца самолета возлагается ответственность за поддержание постоянного соответствия Оперативного справочника пилота с текущими требованиями к данному документу. Поэтому крайне важно правильно вносить все изменения в Справочник сразу же по их получении.

Внесение изменений

Предусмотрено два типа изменений для внесения в Справочник: нумерованные и временные.

Временные изменения печатаются на желтой бумаге и обычно касаются одной темы или процедуры. Они издаются с целью сообщить информацию, связанную с безопасностью полетов или носящую срочный характер, когда в ограниченное время непозволительно медлить, разрабатывая нумерованные изменения. Вся информация, необходимая для правильного оформления временного изменения, содержится в тексте самого изменения. Обычно временное изменение заменяется следующим нумерованным изменением. Перечень временных изменений размещается за Перечнем действующих страниц и используется для регистрации временных изменений по мере их издания. Как правило, Перечень временных изменений заменяется следующим нумерованным изменением.

Нумерованные изменения печатаются на белой бумаге, обычно распространяются на несколько объектов и издаются в качестве основной действующей информации Справочника. Каждое нумерованное изменение содержит лист с инструкцией, Перечень действующих страниц и лист с измененным текстом. Инструкция предназначена для помощи Владельцу Справочника при изъятии заменяемых и вставки новых и заменяющих страниц Справочника. В Перечне действующих страниц указана дата издания или изменения каждой страницы Справочника. Лист с изменением используется для краткого описания нововведений и исправлений, сделанных на каждой странице текущего изменения.

Отыскание измененного материала

В нижнем левом углу каждой страницы Справочника напротив колонцифры указывается идентификационный номер изменения. Страницы оригинала в этом месте имеют надпись «Оригинальное издание» (Original Issue). В случае если меняется большинство страниц, фирма Cirrus Design может принять решение о переиздании Справочника. Переизданные страницы будут помечены словом «Переиздание» (Reissue) и порядковым буквенным индексом изменения. Так, измененные страницы «Переиздания A» будут определяться словом «Изменение» и номером изменения. Например: «Изменение 2» (Оригинальное издание, Изменение 2), или «Изменение B1» (Переиздание B, Изменение 1).

Изменяемый материал помечается чертой изменения на внешнем поле страницы. Такой чертой для примера помечен текст в предыдущем абзаце. При переизданиях Справочника черты изменения не ставятся.

Обслуживание Справочника

Обслуживание прилагаемого к самолету Оперативного справочника пилота и утвержденного FAA Руководства по летной эксплуатации осуществляется бесплатно. Для приобретения дополнительных экземпляров Справочника и последующего их обновления обращайтесь по нижеуказанному адресу Отдела послепродажного обслуживания клиентов фирмы Cirrus Design.

Примечание. В случае если обнаружится, что Справочник недействителен, в нем отсутствуют Временные изменения или не приложены Дополнения, следует немедленно обратиться в фирму Cirrus Design.

Customer Service
Cirrus Design Corporation
4515 Taylor Circle
Duluth, MN 55811
Тел.: (218) 727-2737
Факс: (218) 727-2148

Дополнения

В Разд. 9 Справочника приведены утвержденные FAA Дополнения, необходимые для безопасной и эффективной эксплуатации самолета SR22, укомплектованного по выбору заказчика оборудованием, отсутствующим в стандартной комплектации и не включенным в настоящий Справочник. Дополнения по своей сути являются «мини-справочниками» и могут содержать данные, относящиеся к большинству разделов базового Справочника. Эти данные дополняют, либо заменяют, либо отменяют соответствующую информацию в базовом Справочнике.

В Разд. 9 представлен Перечень дополнений, помещенный перед всеми Дополнениями, изданными фирмой Cirrus Design для данного самолета. Перечень дополнений можно использовать как Содержание для Разд. 9. Если самолет модифицируют для получения Дополнительного сертификата типа (STC) (или в других целях) не на предприятии фирмы Cirrus Design, Владелец самолета несет ответственность за то, чтобы соответствующее дополнение (если оно предусмотрено) было вставлено в Справочник с внесением требуемой записи в Перечень дополнений.

Сохранение информации

В случае издания нового титульного листа, изменения данных по загрузке и центровке, Перечня оборудования или Перечня дополнений Владелец самолета должен убедиться, что вся информация, касающаяся его самолета, внесена в новые страницы и что все регистрационные данные соответствуют действительному состоянию на текущий момент. Это не следует понимать как требование Владельцам самолета сохранять информацию, например дополнения, не относящиеся к их самолету.

Предупреждение, Внимание, Примечание

В тексте Справочника используются слова «Предупреждение», «Внимание» и «Примечание» для привлечения особого внимания читателя к конкретным условиям или процедурам, а именно:

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

Используется для привлечения особого внимания к эксплуатационным процедурам, которые в случае их нечеткого исполнения могут привести к травмам или представлять опасность для жизни.

ВНИМАНИЕ

Используется для привлечения особого внимания к эксплуатационным процедурам, которые в случае их нечеткого исполнения могут привести к повреждению оборудования.

Примечание

Используется для выделения конкретных условий эксплуатации или операций определенной процедуры.

Раздел 1

ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ

SR22
ОПЕРАТИВНЫЙ СПРАВОЧНИК ПИЛОТА

Раздел 1
ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ
Содержание

Введение 1-3

Самолет 1-6

Двигатель 1-6

Воздушный винт 1-6

Топливо 1-7

Масло 1-7

Максимальные сертифицированные веса 1-7

Размеры кабины и дверей 1-8

Размеры багажного отделения и дверей 1-8

Удельные нагрузки 1-8

Обозначения, сокращения и терминология 1-8

Общая терминология и обозначения воздушных скоростей 1-8

Метеорологическая терминология 1-10

Терминология по режимам работы двигателя 1-11

Терминология по летным характеристикам и планированию полета 1-11

Терминология по загрузке и центровке 1-12

ВВЕДЕНИЕ

Настоящий раздел содержит информацию, которая интересна главным образом для пилота и Владельца самолета. Здесь вы найдете полезные сведения для ознакомления с конструкцией самолета, информацию по его загрузке, заправке топливом, размещению самолета в укрытии и управлении на земле. Кроме того, в этом разделе даны определения или объяснения условных обозначений, сокращений и терминологии, используемых в тексте Справочника.

Примечание. Конкретная информация относительно построения настоящего Справочника, внесенных изменений, дополнений и оформления заказа на внесение последующих изменений в текст изложена в *Предисловии*, *следующем сразу за титульным листом*.

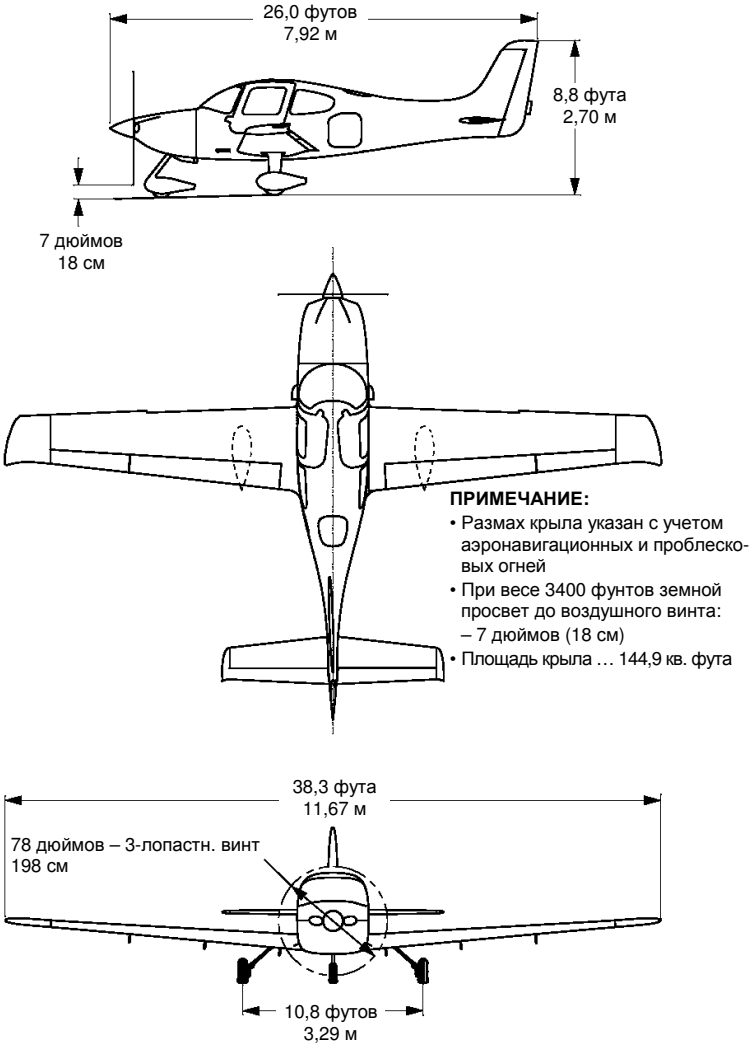
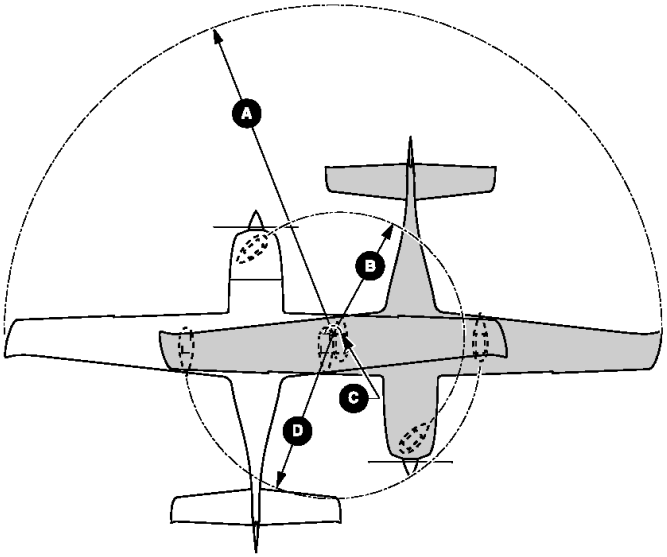


Рисунок 1-1

Виды самолета



БЕЗОПАСНЫЕ РАДИУСЫ РАЗВОРОТА НА ЗЕМЛЕ

A – РАДИУС ДЛЯ ЗАКОНЦОВКИ КРЫЛА ..... 24,8 фута (7,54 м)

B – РАДИУС ДЛЯ НОСОВОЙ СТОЙКИ ШАССИ ..... 7,0 фута (2,16 м)

C – РАДИУС ДЛЯ ВНУТРЕННЕЙ СТОЙКИ ГЛАВНОГО ШАССИ 0,5 фута (0,15 м)

D – РАДИУС ДЛЯ НАРУЖНОЙ СТОЙКИ ГЛАВНОГО ШАССИ . 10,8 фута (3,30 м)

РАДИУСЫ РАЗВОРОТА РАССЧИТАНЫ ДЛЯ УСЛОВИЯ ТОРМОЖЕНИЯ ОДНИМ КОЛЕСОМ И ЧАСТИЧНОГО ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ТЯГИ ДВИГАТЕЛЯ. ДЕЙСТВИТЕЛЬНЫЕ РАДИУСЫ РАЗВОРОТА МОГУТ ОТЛИЧАТЬСЯ ОТ УКАЗАННЫХ НЕ БОЛЕЕ ЧЕМ НА 3 ФУТА.

Рисунок 1-2

Радиусы разворота

САМОЛЕТ

Двигатель

Двигатель 1

Цилиндры 6

Фирма-изготовитель двигателя ..... Teledyne Continental

Модель двигателя IO-550-N

Измерение топлива ..... После впрыска

Охлаждение двигателя ..... Воздушное

Тип двигателя ..... Безредукторный, с горизонтально расположенными противолежащими цилиндрами

Номинальная мощность ..... 310 л.с., 2700 об/мин

ВОЗДУШНЫЙ ВИНТ

Модель Hartzell

Тип воздушного винта ..... Воздушный винт постоянной частоты вращения, трехлопастный

Модель PHC-J3YF-1RF/F7694

Диаметр ..... 78,0 дюймов (76,5 дюйма минимум)

Модель PHC-J3YF-1RF/F7693DF

Диаметр ..... 78,0 дюймов (76,5 дюйма минимум)

или

Модель McCauley

Тип воздушного винта ..... Воздушный винт постоянной частоты вращения, трехлопастный

Модель D3A34C443/78CYA-0

Диаметр..... 78,0 дюймов (76,5 дюйма минимум)

или

Модель MT

Тип воздушного винта ..... Воздушный винт постоянной частоты вращения, трехлопастный

Модель MTV-9-D/198-52

Диаметр ..... 78,0 дюймов

Топливо

Полная вместимость ..... 84,0 галлонов США (318,0 л)

Полный объем расходуемого топлива ..... 81 галлон США (306,6 л)

Разрешенные марки .....Авиационное топливо 100 LL (голубое)
100 (ранее 100/130) (зеленое)

Масло

Вместимость (картер) ..... 8 кварт США (7,6 л)

Марки масел:

Все температуры ..... SAE 15W-50, 20W-50 или 20W-60

Ниже 40 °F (4 °C) ..... SAE 30

Выше 40 °F (4 °C) ..... SAE 50

Максимальные сертифицированные веса

Максимальный взлетный вес ..... 3400 фунтов (1542 кг)

Максимальный вес груза
в багажном отделении ..... 130 фунтов (59 кг)

Стандартный вес пустого самолета ..... 2250 фунтов (1021 кг)

Максимальная полезная нагрузка ..... 1150 фунтов (522 кг)

Вес топлива при полной
коммерческой загрузке ..... 676 фунтов (307 кг)

Размеры кабины и дверей

Внутренние размеры кабины и размеры проемов дверей указаны в Разд. 6.

Размеры багажного отделения и дверей

Площадь пола и размеры проема двери указаны в Разд. 6.

Удельные нагрузки

Крыло ..... 23,5 фунт/кв. фут

Мощность ..... 11,0 фунт/л.с.

ОБОЗНАЧЕНИЯ, СОКРАЩЕНИЯ И ТЕРМИНОЛОГИЯ

Общая терминология и обозначение воздушных скоростей

KCAS **Индикаторная воздушная скорость в морских узлах**, исправленная с учетом аэродинамической поправки и инструментальной погрешности. Индикаторная воздушная скорость равна истинной воздушной скорости в условиях стандартной атмосферы на уровне моря.

KIAS **Приборная воздушная скорость в морских узлах**, отображаемая на указателе воздушной скорости. Величины приборной воздушной скорости, приведенные в настоящем Справочнике, указаны без учета инструментальной погрешности прибора.

KTAS **Истинная воздушная скорость в морских узлах** – скорость относительно невозмущенного потока воздуха, равная KCAS, исправленной с учетом высоты и температуры.

V_G **Оптимальная скорость планирования** – скорость, обеспечивающая наибольшую дальность полета на единицу теряемой высоты при неработающем двигателе.

V_O **Эксплуатационная скорость маневрирования** – максимальная скорость, при которой полное отклонение органа управления не вызывает опасных напряжений в конструкции самолета.

V_{FE} **Максимальная скорость с выпущенными закрылками** на угол, указанный в Технических условиях.

V_{NO} **Максимальная крейсерская скорость**, допускаемая конструкцией, – скорость, которую можно превысить только в спокойном воздухе и только с осторожностью.

V_{NE} **Максимальная непревышаемая скорость** – скорость, которую нельзя превышать ни при каких условиях.

V_{PD} **Максимальная скорость, при которой было продемонстрировано раскрытие самолетного парашюта** – скорость, при которой было продемонстрировано раскрытие самолетного парашюта.

V_S **Скорость сваливания** – минимальная скорость установившегося полета, при которой сохраняется управляемость самолета.

$V_{S\ 50\%}$ **50%-ная скорость сваливания** – минимальная скорость установившегося полета, при которой сохраняется управляемость самолета, если наполовину выпущены закрылки.

V_{SO} **Посадочная скорость сваливания** – минимальная скорость установившегося полета, при которой сохраняется управляемость самолета в посадочной конфигурации (с полностью выпущенными закрылками) при самой неблагоприятной загрузке и центровке.

V_X **Скорость при оптимальном угле набора высоты** – скорость, при которой самолет набирает наибольшую высоту на данном горизонтальном расстоянии. Эта скорость обычно несколько увеличивается с высотой.

V_Y **Скорость при оптимальной скороподъемности** – скорость, при которой самолет обеспечивает максимальное приращение высоты в единицу времени. По мере набора высоты эта скорость несколько уменьшается.

Метеорологическая терминология

IMC **Приборные метеорологические условия –** метеоусловия, выраженные в терминах видимости, дальности от облачности и потолка облачности, ниже, чем минимум для визуального полета, – определенные в FAR 91.155.

ISA (MCA) **Международная стандартная атмосфера** (стандартный день) – атмосферные условия при которых принимается: (1) воздух – сухой идеальный газ, (2) температура на уровне моря – 15 °C, (3) давление на уровне моря – 29,92 дюйма ртутного столба (1013,2 мбар), (4) температурный градиент от уровня моря до высоты с температурой -56,5 °C составляет -0,00198 °C на фут и 0 за пределом этой высоты.

MSL **Средний уровень моря** – усредненная высота поверхности моря при всех фазах прилива и отлива. В настоящем Справочнике высота MSL – это высота над средним уровнем моря. Значение этой барометрической высоты индицируется высотомером после его установки по рекомендации наземной метеослужбы.

OAT **Температура наружного воздуха** – статическая температура атмосферного воздуха, полученная от бортовых указателей температуры в полете или от наземной метеослужбы. Выражается в градусах Цельсия или Фаренгейта.

- **Барометрическая высота** – высота по показаниям высотомера, отрегулированного по значению 29,92 дюйма ртутного столба (1013 мбар) с учетом аэродинамической поправки и инструментальной погрешности. В настоящем Справочнике инструментальная погрешность высотомера подразумевается равной нулю.

- **Стандартная температура** – температура на данной барометрической высоте в условиях стандартной атмосферы. Она равна 15 °C (59 °F) на барометрической высоте уровня моря и уменьшается приблизительно на 2 °C (3,6 °F) через каждые 1000 футов набора высоты. См. определение стандартной атмосферы (ISA).

Терминология по режимам работы двигателя

HP **Мощность двигателя**, выраженная в лошадиных силах.

MCP **Максимальный продолжительный режим** – режим максимальной тяги, который можно установить на продолжительное время.

MAP **Давление в коллекторе** (давл. колл.) – давление, измеренное в системе всасывания двигателя и выраженное в дюймах ртутного столба.

RPM **Частота вращения двигателя (об/мин)** – частота вращения вала двигателя, выраженная в оборотах в минуту.

- **Статическая частота вращения двигателя** – частота вращения вала двигателя на режиме полного газа во время опробования двигателя на земле, когда самолет удерживается в неподвижном положении.

Терминология по летным характеристикам и планированию полета

g **Ускорение** под действием земного притяжения**.**

- **Демонстрационная скорость бокового ветра** – поперечная составляющая скорости ветра, при действии которой в реальных условиях была продемонстрирована адекватная управляемость самолета во время руления, взлета и посадки в процессе сертификационных испытаний. Этот параметр не рассматривается как ограничение.

- **Практический потолок** – максимальная высота, на которой самолет с максимальным весом сохраняет способность набирать высоту со скоростью 100 футов в минуту.

GPH **Галлоны в час** – количество топлива (в галлонах), расходуемого самолетом в течение часа.

NMPG **Морские мили на галлон** – дальность полета (в морских милях), которая может быть преодолена из расчета расхода одного галлона топлива на данном режиме работы двигателя и/или при данной полетной конфигурации самолета.

- **Невырабатываемый остаток топлива** – количество топлива, которое не может быть безопасно использовано в полете.
- **Расходуемое топливо** – количество топлива, необходимое с учетом плана полета.

Терминология по загрузке и центровке

c.g. (ц.т.) **Центр тяжести** – точка, при подвешивании за которую самолет оказался бы в равновесии. Положение центра тяжести относительно базовой плоскости определяется путем деления суммарного момента на суммарный вес самолета.

- **Плечо** – горизонтальное расстояние от базовой плоскости до центра тяжести (ц.т.) самолета. Плечо самолета рассчитывается путем сложения отдельных моментов и деления полученной величины на суммарный вес самолета.
- **Исходный вес пустого самолета** – действительный вес самолета, включая всё установленное эксплуатационное оборудование. В исходный вес пустого самолета входит вес невырабатываемого остатка топлива и вес масла в полностью заправленной масляной системе.

MAC (САХ) **Средняя аэродинамическая хорда** – хорда, проходящая через центроиду площади поверхности крыла.

LEMAC (ПК САХ) **Передняя кромка средней аэродинамической хорды –** положение передней кромки САХ (в дюймах) относительно базовой плоскости в направлении к хвосту (место фюзеляжа).

- **Максимальный полный вес** – максимально допустимый вес самолета и его содержимого согласно Техническим условиям на самолет.
- **Момент** – результат умножения веса самолета на его плечо.

- **Полезная нагрузка** – разность между максимальным полным весом и исходным весом пустого самолета. Это максимально допустимый общий вес пилота, пассажиров, топлива и багажа.
- **Место фюзеляжа** – местоположение на фюзеляже в дюймах от базовой плоскости в виде номера. Например, точка на расстоянии 123 дюйма от базовой плоскости является местом фюзеляжа 123,0 (МФ 123).
- **Базовая плоскость** – воображаемая вертикальная плоскость, от которой отсчитываются все горизонтальные расстояния при расчете центровки самолета.
- **Тара** – вес всех единиц оборудования, используемых для удерживания самолета на месте или его размещения на весах при взвешивании. Тарой являются колодки, клинья и подпорки. Вес тары необходимо вычесть из результата произведенного взвешивания.

Раздел 2

ОГРАНИЧЕНИЯ

Раздел 2

ОГРАНИЧЕНИЯ

Содержание

Введение 2-3
Сертификационный статус 2-3
Ограничения по воздушной скорости 2-4
Маркировка указателя воздушной скорости 2-6
Ограничения по силовой установке 2-7
Двигатель 2-7
Воздушный винт 2-8
Ограничения по весу 2-8
Маркировка приборов 2-9
Ограничения по центровке 2-11
Ограничения по маневрированию 2-12
Ограничения по перегрузке 2-12
Минимальный полетный экипаж 2-12
Типы полетов 2-13
Перечень оборудования по типам полетов 2-13
Обледенение 2-21
Поверхность ВПП 2-21
Режим работы двигателя при рулении 2-21
Ограничения по топливу 2-22
Ограничения по высоте 2-22
Окружающие условия 2-22

Максимальное количество людей на борту 2-22
Ограничения по системам и оборудованию 2-23
Самолетная парашютная система Cirrus (CAPS) 2-23
Основной пилотажный индикатор (PFD) 2-23
Многофункциональный дисплей 2-25
Кислородная система 2-27
Надувные подушки безопасности 2-27
Ограничения по закрылкам 2-27
Окраска 2-27
Прочие ограничения 2-27
Курение 2-27
Трафареты 2-28

ВВЕДЕНИЕ

Примечание. Ограничения, связанные с оборудованием, устанавливаемым по выбору Заказчика, в данном разделе не рассматриваются. Эти ограничения описаны в *Разд. 9 – Дополнения*.

Приведенные в данном разделе Оперативного справочника пилота ограничения утверждены Федеральным управлением гражданской авиации США (FAA).

В Разделе описаны эксплуатационные ограничения, маркировка приборов и основные трафаретные надписи, требуемые авиационными правилами и необходимые для безопасной эксплуатации самолета SR22, его штатных систем и оборудования. Ограничения, связанные с оборудованием по выбору Заказчика, описаны в *Разд. 9*. Соблюдение ограничений, приведенных в настоящем разделе и Разд. 9, является обязательным требованием согласно Федеральным авиационным правилам США (FAR).

СЕРТИФИКАЦИОННЫЙ СТАТУС

Самолет Cirrus SR22 сертифицирован в соответствии с требованиями Части 23 FAR, что подтверждено выданным FAA Сертификатом типа TC A00009CH.

ОГРАНИЧЕНИЯ ПО ВОЗДУШНОЙ СКОРОСТИ

Значения приборной воздушной скорости в приведенной ниже таблице основаны на данных Разд. 5 по калибровке воздушной скорости, которые получены с использованием штатного источника статического давления. Когда применяется резервный источник статического давления, необходимо учитывать разницу между штатным и резервным вариантами.

Скорость	KIAS	KCAS	Примечания
V_{NE}	201	204	**Непревышаемая скорость** – предельная скорость, которую нельзя превышать ни при каких обстоятельствах.
V_{NO}	178	180	**Максимальная крейсерская скорость, допускаемая конструкцией,** – скорость, которую можно превысить только в спокойном воздухе и только с осторожностью.
V_O 3400 фунтов	133	135	**Эксплуатационная скорость маневрирования** – максимальная скорость, при которой допустимо полное отклонение органа управления. При меньшей скорости происходит сваливание самолета до достижения предельных нагрузок. На большей скорости полное отклонение органа управления может вызвать повреждение самолета.

Скорость	KIAS	KCAS	Примечания
V_{FE} Закрылки – 50 % Закрылки – 100 %	 119 104	 120 104	**Максимальная скорость с выпущенными закрылками** – наивысшая допустимая скорость полета с отклоненными закрылками.
V_{PD}	133	135	**Максимальная скорость, при которой было продемонстрировано раскрытие самолетного парашюта** – скорость, при которой было продемонстрировано раскрытие самолетного парашюта.

Рисунок 2-1
Ограничения по воздушной скорости

МАРКИРОВКА УКАЗАТЕЛЯ ВОЗДУШНОЙ СКОРОСТИ

Маркировка указателя воздушной скорости основана на данных Разд. 5, *Калибровка воздушной скорости*, которые получены с использованием штатного источника статического давления. Когда применяется резервный источник статического давления, необходимо учитывать разницу между штатным и резервным вариантами.

Маркировка	Скорость (KIAS)	Примечания
Белый сектор	59–104	Эксплуатационный диапазон скоростей с полностью выпущенными закрылками. Нижний предел – самая неблагоприятная скорость сваливания в посадочной конфигурации. Верхний предел – максимально допустимая скорость полета с неубранными закрылками.
Зеленый сектор	70–178	Эксплуатационный диапазон нормальных скоростей полета. Нижний предел – скорость сваливания при максимальном весе и предельно допустимой передней центровке с убранными закрылками. Верхний предел – максимальная крейсерская скорость, допускаемая конструкцией.
Желтый сектор	178–201	Диапазон скоростей, требующих осторожности. Полет должен выполняться с осторожностью и только в спокойном воздухе.
Красная линия	201	Непревышаемая скорость. Максимальная скорость для любых условий полета.

Рисунок 2-2

Маркировка указателя воздушной скорости

ОГРАНИЧЕНИЯ ПО СИЛОВОЙ УСТАНОВКЕ

Двигатель

Teledyne Continental IO-550-N

Мощность ..... 310 л.с., 2700 об/мин

Максимальная частота вращения ..... 2700 об/мин

Масло:

Температура ..... 240 °F (115 °C) максимум

Давление:

Минимум ..... 10 фунт/кв. дюйм

Максимум ..... 100 фунт/кв. дюйм

Разрешенные марки масла:

Обкатка двигателя: В течение первых 25 ч работы или до стабилизации расхода используйте неразбавленное минеральное масло, аналогичное маслу MIL-L-6082. Если к маслу, заправленному Изготовителем, необходимо добавить масло, добавляйте только неразбавленное минеральное масло MIL-L-6082.

После обкатки двигателя: Используйте только масла марок Teledyne Continental Specification MHS-24 (беззольное диспергированное смазочное масло) или MHS-25 (синтетическое смазочное масло). *См. Разд. 8 – Обслуживание масляной системы.* Вязкость масла должна находиться в следующих пределах:

Все температуры ..... 15W-50, 20W-50 или 20W-60

Ниже 40 °F (4 °C) ..... SAE 30

Выше 40 °F (4 °C) ..... SAE 50

Марка масла ..... Авиационное 100 LL (голубое) или 100 (зеленое)

Примечание. *См. Ограничения – Ограничения по топливу,* приведенные в перечне эксплуатационных ограничений и касающиеся топлива и его хранения.

Воздушный винт

Примечание. Использование двухлопастных воздушных винтов на самолетах этой модели не разрешено Европейским агентством по авиационной безопасности (EASA). Владельцы самолетов, зарегистрированных в Европейском Союзе, должны опускать всю приведенную в Справочнике информацию по двухлопастным воздушным винтам.

Модель Hartzell

Тип воздушного винта ..... Воздушный винт постоянной частоты вращения, трехлопастный

Модель PHC-J3YF-1RF/F7694

Диаметр ..... 78,0 дюймов (76,5 дюйма минимум)

Модель PHC-J3YF-1RF/F7693DF

Диаметр ..... 78,0 дюймов (76,5 дюйма минимум)

или

Модель McCauley

Тип воздушного винта ..... Воздушный винт постоянной частоты вращения, трехлопастный

Модель D3A34C443/78CYA-0

Диаметр ..... 78,0 дюймов (76,5 дюйма минимум)

или

Модель MT

Тип воздушного винта ..... Воздушный винт постоянной частоты вращения, трехлопастный

Модель MTV-9-D/198-52

Диаметр ..... 78,0 дюймов

ОГРАНИЧЕНИЯ ПО ВЕСУ

Максимальный взлетный вес ..... 3400 фунтов (1542 кг)

Максимальный вес груза
в багажном отделении ..... 130 фунтов (59 кг)

МАРКИРОВКА ПРИБОРОВ

Прибор (диапазон)	Красная линия	Зеленый сектор	Желтый сектор	Красная линия
	Минимум	Нормальные условия	Внимание	Максимум
Приборы контроля силовой установки				
Тахометр/ частота вращения (0–3500 об/мин)	–	500–2700	–	2700
Температура в головках цилиндров (200–500 °F)	–	240–420 °F	420–460 °F	460 °F
Температура выходящих газов (1250–1650 °F)	–	–	–	–
Давление в коллекторе (10–30 дюймов рт. ст.)	–	15–29,5 дюймов рт. ст.	–	–
Расход топлива (0–30 галл/ч (США)	–	10–20 галл/ч	–	–
Температура масла (50–240 °F)	–	100–240 °F	–	240 °F

Прибор (диапазон)	Красная линия	Зеленый сектор	Желтый сектор	Красная линия
	Минимум	Нормальные условия	Внимание	Максимум
Приборы контроля силовой установки				
Давление масла (0–100 фунт/кв. дюйм)	10 фунт/ кв. дюйм (холостой ход)	30–60 фунт/ кв. дюйм	10–30 фунт/ кв. дюйм 60–100 фунт/ кв. дюйм	100 фунт/ кв. дюйм (холодный двигатель)
Колич. топлива (0–90 галл. США)	0 галл.	–	0–14 галл.	–
Другие приборы				
Вольтметр (16–32 В)	–	24–30 В	–	32 В

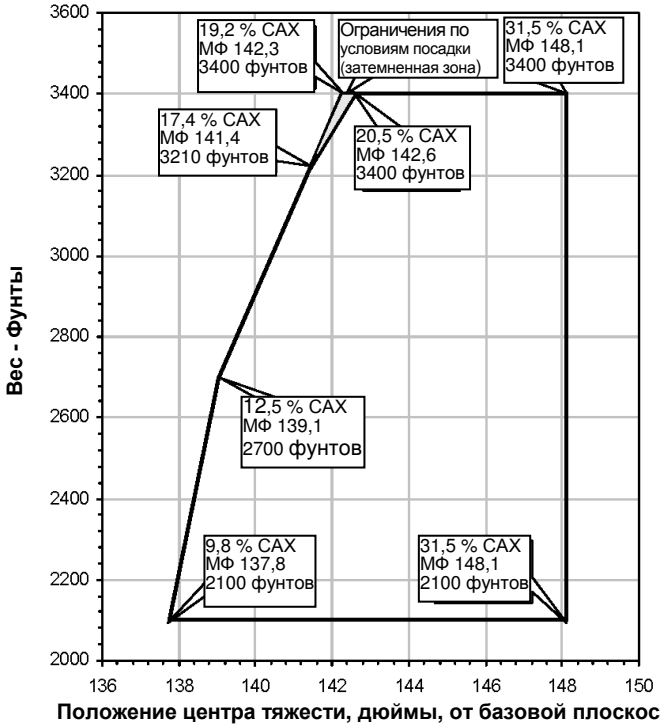
Рисунок 2-3
Маркировка приборов

ОГРАНИЧЕНИЯ ПО ЦЕНТРОВКЕ

Базовая плоскость ..... 100 дюймов по полету от противопожарной перегородки

Передняя центровка ..... *См. рис. 2-4*

Задняя центровка ..... *См. рис. 2-4*



Предельная передняя центровка – МФ 137,8 (9,8 % САХ) при весе 2100 фунтов, с переходом по наклонной прямой к МФ 139,1 (12,5% САХ) при весе 2700 фунтов и – к МФ 142,3 (19,2% САХ) при весе 3400 фунтов.
Предельная задняя центровка – МФ 148,1 (31,5 % САХ) при любом весе от 2100 до 3400 фунтов.
Ограничения по условиям посадки – МФ 141,4 (17,4 % САХ) при весе 3210 фунтов, с переходом к МФ 142,3 (19,2 % САХ) при весе 3400 фунтов и к МФ 142,6 (20,5 % САХ) при весе 3400 фунтов, к МФ 141,4 (17,4 % САХ) при весе 3210 фунтов.
ВНИМАНИЕ: Перед посадкой убедитесь, что ЦТ не находится в зоне ограничений по условиям посадки. Обеспечьте запас времени полета для выработки топлива, достаточной, чтобы ЦТ вышел из зоны ограничений по условиям посадки.

Рисунок 2-4
Диапазон центровок

ОГРАНИЧЕНИЯ ПО МАНЕВРИРОВАНИЮ

Выполнение фигур высшего пилотажа, включая штопор, **запрещается**.

Примечание. Поскольку самолет SR22 не сертифицирован для выхода из штопора, в случае потери управляемости в полете необходимо использовать самолетную парашютную систему CAPS. См. Разд. 3 – *Действия в аварийных ситуациях, непреднамеренный вход в спираль/штопор.*

Самолет SR22 сертифицирован как самолет нормальной категории и не рассчитан на выполнение фигур высшего пилотажа. Разрешена только эксплуатация, свойственная нормальному полету. Она включает в себя нормальные режимы сваливания, выполнения свечи, «ленивой» восьмерки и разворотов с креном не более 60°.

ОГРАНИЧЕНИЯ ПО ПЕРЕГРУЗКЕ

Закрылки убраны (0 %), вес 3400 фунтов ..... +3,8g, -1,9g

Закрылки выпущены на 50 %, ... +1,9g, -0g

Закрылки выпущены на 100 %,
вес 3400 фунтов .....+1,9g, -0g

МИНИМАЛЬНЫЙ ПОЛЕТНЫЙ ЭКИПАЖ

Минимальный экипаж – один пилот.

ТИПЫ ПОЛЕТОВ

Самолет SR22 оборудован и разрешен для выполнения следующих типов полетов:

- по правилам визуального полета VFR (ПВП) – днем и ночью.
- по правилам полета по приборам IFR (ППП) – днем и ночью.

Перечень оборудования по типам полетов

В представленном ниже перечне указан суммарный комплект оборудования, который согласно Части 23 Федеральных авиационных правил США (FAR) нужен для соответствия требованиям летной годности к указанным типам полетов. Минимально необходимое количество единиц оборудования согласно правилам эксплуатации определено в Частях 91 и 135 FAR.

Примечание. Все ссылки на тип выполняемых полетов, которые содержатся в трафаретных надписях, касающихся эксплуатационных ограничений, соответствуют бортовому оборудованию, установленному на самолете на момент выдачи Сертификата летной годности.

Система, прибор и/или оборудование	Тип полета				Указания, Примечания и/или Исключения
	ПВП		ППП		
	День	Ночь	День	Ночь	
Средства связи					
ОВЧ-связь	–	–	1	1	

Система, прибор и/или оборудование	Тип полета				Указания, Примечания и/или Исключения
	ПВП		ППП		
	День	Ночь	День	Ночь	
Источники электроэнергии					
Аккумуляторная батарея (АККУМ) 1	1	1	1	1	
Аккумуляторная батарея (АККУМ) 2	–	–	1	1	
Генератор (ГЕНЕР) 1	1	1	1	1	
Генератор (ГЕНЕР) 2	–	–	1	1	
Амперметр/ Индикатор	1	1	1	1	
Сигнализатор низкого напряжения	1	1	1	1	
Сигнализатор генератора 1	1	1	1	1	
Сигнализатор генератора 2	1	1	1	1	
Автоматы защиты сети	п/п	п/п	п/п	п/п	По потребности
Аварийное и бытовое оборудование					
Аварийный радиолокационный передатчик	1	1	1	1	
Система привязных ремней	п/п	п/п	п/п	п/п	Один ремень на каждое кресло

Система, прибор и/или оборудование	Тип полета				Указания, Примечания и/или Исключения
	ПВП		ППП		
	День	Ночь	День	Ночь	
Противопожарное оборудование					
Огнетушитель	1	1	1	1	
Органы управления полетом					
Лампы сигнализации положения закрылков	3	3	3	3	
Система управления закрылками	1	1	1	1	
Указатель балансировки по тангажу	1	1	1	1	
Система балансировки по тангажу	1	1	1	1	
Указатель балансировки по крену	1	1	1	1	
Система балансировки по крену	1	1	1	1	
Система управления триммером руля направления и указатель положения триммера руля направления	1	1	1	1	Система управления триммером руля направления и/или указатель положения триммера руля направления могут не работать, если триммер закреплен в нейтральном положении,

Система, прибор и/или оборудование	Тип полета				Указания, Примечания и/или Исключения
	ПВП		ППП		
	День	Ночь	День	Ночь	
					на индикаторе индицируется надпись «Триммер не работает», а в систему не подается электропитание
Система предупреждения сваливания	1	1	1	1	
Топливная система					
Вспомогательный подкачивающий насос	1	1	1	1	
Указатель количества топлива	**2**	2	2	2	
Топливный переключатель	1	1	1	1	
Противообледенительная система и система защиты от дождя					
Резервная система забора воздуха в двигатель	1	1	1	1	
Резервный источник статического давления воздуха	1	1	1	1	

Система, прибор и/или оборудование	Тип полета				Указания, Примечания и/или Исключения
	ПВП		ППП		
	День	Ночь	День	Ночь	
Обогреватель приемника воздушного давления	–	–	1	1	
Шасси					
Обтекатели колес	–	–	–	–	Могут быть сняты
Светотехническое оборудование					
Проблесковые огни (предотвращения столкновений)	2	2	2	2	
Подсветка приборов	–	❖	–	❖	❖ – Должна быть исправной
Аэронавигационные огни	–	2	–	2	
Посадочная фара	–	1	–	1	При необходимости
Навигационное оборудование, система полного и статического давления					
Указатель воздушной скорости	1	1	1	1	
Высотомер	1	1	1	1	
Магнитный компас	1	1	1	1	
Система полного давления	1	1	1	1	

Система, прибор и/или оборудование	Тип полета				Указания, Примечания и/или Исключения
	ПВП		ППП		
	День	Ночь	День	Ночь	
Система статического давления (штатная)	1	1	1	1	
Указатель высоты	–	–	1	1	
Часы	–	–	1	1	
Радионавигационный прибор	–	–	1	1	
Плановый навигационный прибор – ПНП (HSI)	–	–	1	1	*На самолетах № 0002 и последующих PFD отсутствует*
Координатор разворота	–	–	1	1	*На самолетах № 0002 и последующих PFD отсутствует*
Индикация пространственного положения по основному пилотажному индикатору (PFD)	–	–	1	1	*На самолетах № 0435 и последующих PFD установлен*
Индикация воздушной скорости по PFD	–	–	1	1	*На самолетах № 0435 и последующих PFD установлен*
Индикация высоты по PFD	–	–	1	1	*На самолетах № 0435 и последующих PFD установлен*

Система, прибор и/или оборудование	Тип полета				Указания, Примечания и/или Исключения
	ПВП		ППП		
	День	Ночь	День	Ночь	
Индикация курса по PFD	–	–	1	1	*На самолетах № 0435 и последующих PFD установлен*
Индикация скольжения/заноса по PFD	–	–	1	1	*На самолетах № 0435 и последующих PFD установлен*
Магнитометр	–	–	1	1	*На самолетах № 0435 и последующих PFD установлен*
Указатель вертикальной скорости	–	–	–	–	
Многофункциональный дисплей	❖	❖	❖	❖	❖ – *На самолетах № 1602, 1644 и с № 1663 по № 2750 до доработки согласно PFD Release 7.0 по обновлению программного обеспечения.* Указатель температуры масла должен быть исправен

Система, прибор и/или оборудование	Тип полета				Указания, Примечания и/или Исключения
	ПВП		ППП		
	День	Ночь	День	Ночь	
Индикация режимов работы двигателя					
Индикация температуры в головке цилиндра	–	–	–	–	
Индикация температуры выходящих газов	–	–	–	–	
Индикация расхода топлива	1	1	1	1	
Индикация в коллекторе давления	1	1	1	1	
Индикация давления масла	1	1	1	1	
Указатель количества масла (щуп)	1	1	1	1	
Индикация температуры масла	1	1	1	1	
Частота вращения двигателя	1	1	1	1	
Специальное оборудование					
Самолетная парашютная система (CAPS)	1	1	1	1	

Система, прибор и/или оборудование	Тип полета				Указания, Примечания и/или Исключения
	ПВП		ППП		
	День	Ночь	День	Ночь	
Руководство по летной эксплуатации самолета (РЛЭ)	1	1	1	1	Включено с Оперативным справочником пилота

Обледенение

Полет в зону, где по имеющимся данным наличествует обледенение **запрещается**.

Поверхность ВПП

Самолет может эксплуатироваться на любой ВПП, имеющей ровную поверхность.

ВНИМАНИЕ. Эксплуатация самолета на ВПП, не имеющих улучшенного покрытия, может стать причиной повышенного износа и требовать дополнительного технического обслуживания или осмотра. *См. Руководство по техническому обслуживанию самолета.*

Режим работы двигателя при рулении

Максимальный продолжительный режим работы двигателя при рулении на плоской, ровной и твердой поверхности соответствует частоте вращения 1000 об/мин. Для начала движения, на травяной, мягкой и наклонной поверхности допускается некоторое превышение значения 1000 об/мин. Для выдерживания скорости руления используйте режим минимальной мощности.

ОГРАНИЧЕНИЯ ПО ТОПЛИВУ

Разрешенные марки ..... Авиационное топливо 100 LL (голубое) или 100 (зеленое)

Полная вместимость топливной системы ... 84,0 галл. США (318,0 л)

Полная вместимость каждого бака ..... 42,0 галл. США (159,0 л)

Полный объем расходуемого топлива
(при любых условиях полета) .....81,0 галл. США (306,6 л)

Максимально допустимый дисбаланс
по топливу ..... 10,0 галл. США (¼ бака)

Во время взлета, набора высоты, посадки и при переключениях топливных баков подкачивающий насос топливной системы должен быть включен.

ОГРАНИЧЕНИЯ ПО ВЫСОТЕ

Максимальная высота взлета ..... 10000 футов MSL*

Максимальная эксплуатационная высота ..... 17500 футов MSL*

Согласно Правилам полетов (Части 91 и 135 FAR) на определенных высотах ниже максимальной эксплуатационной высоты требуется использование дополнительного кислорода. *См. Ограничения по кислородной системе в этом разделе.*

ОКРУЖАЮЩИЕ УСЛОВИЯ

При эксплуатации самолета в условиях температуры окружающего воздуха ниже -10 °F (-23 °C) необходимо использовать капотные створки воздухозаборника, разрешенные фирмой-изготовителем Cirrus Design и включенные в Перечень оборудования для зимней эксплуатации самолета – см. *Дополнение*, P/N 13772-118.

МАКСИМАЛЬНОЕ КОЛИЧЕСТВО ЛЮДЕЙ НА БОРТУ

Максимальное количество перевозимых на самолете людей равно 4 (пилот и три пассажира)

---

*Средний уровень моря.

ОГРАНИЧЕНИЯ ПО СИСТЕМАМ И ОБОРУДОВАНИЮ

Самолетная парашютная система Cirrus (CAPS)

V_{PD} – Максимальная скорость, при которой было продемонстрировано раскрытие самолетного парашюта ..... 133 KIAS

Примечание. *Управление CAPS см. в Разд. 10 – Информация по безопасности полета.*

Основной пилотажный индикатор (PFD)

1. PFD объединен с отдельно установленными разрешенными датчиками. Соблюдение ограничений, указанных в соответствующих дополнениях к настоящему Справочнику, является обязательным требованием.

2. Руководство пилоту по пользованию PFD (Avidyne FlightMax Entegra-Series PFD Pilot's Guide, P/N 600-00142-000, Изменение 03 или более позднее) должно всегда находиться в распоряжении пилота на борту самолета при выполнении любых видов полета.

3. При нефункционирующем PFD или отказавшем любом резервном индикаторе (указателе пространственного положения или магнитном компасе) выполнение полетов согласно правилам полетов по приборам (ППП) **запрещается**. *См. Перечень оборудования по типам полетов.*

   Примечание. При включении системы на PFD отражается программное обеспечение в версии Avidyne PFD.

4. *На самолетах № 0002 и последующих до установки программного обеспечения PFD в версии 530-00123-XXX-REV05 (где X может быть любой цифрой от 0 до 9):* Заход на посадку в направлении, противоположном курсу следования, **запрещается**.

   При сопряжении* PFD *с автопилотом действуют следующие ограничения:

   5. Использование автопилота **запрещено** на скоростях выше 185 KIAS.

6. Автопилот не должен быть задействован на режимах взлета или посадки.

7. В случаях повторного захода на посадку, ухода на второй круг и прерванной посадки автопилот должен быть отключен.

8. Для работы автопилота при выдерживании высоты на скоростях ниже 95 KIAS закрылки должны быть установлены в положение 50 %.

9. При включенном автопилоте допускается отклонение закрылков в положение 50 %.

10. В условиях умеренной и сильной турбулентности автопилот должен быть отключен.

11. Минимальная высота, на которой может быть включен автопилот, составляет 400 футов над уровнем земли.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Автопилот может оказаться не способным выдерживать выбранную вертикальную скорость. Выбор вертикальной скорости, превышающей эксплуатационную характеристику, может вызвать сваливание самолета.

12. Для самолета данной конфигурации минимальная скорость полета с включенным автопилотом составляет 1,2 V_S.

Для полетов под контролем радиомаяка/системы VOR/GPS и системы посадки по приборам ILS (захват и сопровождение с помощью курсового радиомаяка) действуют следующие ограничения:

a. Автопилот должен быть отключен не позднее чем при снижении на 100 футов ниже минимальной высоты снижения.

b. Если при заходе на посадку отклонение от курса следования превышает 50 %, автопилот должен быть отключен. Продолжать заход на посадку можно только в ручном режиме управления самолетом.

c. При снижении до высоты принятия решения автопилот должен быть отключен.

d. Скорость боковой составляющей ветра в зоне между точкой начала ухода на второй круг и дальним маркерным радиомаяком не должна превышать 12 узлов.

e. Сопровождение с помощью курсового радиомаяка должно начинаться не менее чем за 5 миль до дальнего маркерного радиомаяка.

f. Если скорость боковой составляющей ветра больше 12 и меньше 17 узлов, сопровождение с помощью приводного радиомаяка должно начинаться не менее чем за 10 миль до дальнего маркерного радиомаяка.

g. Угол пересечения радиомаяка должен быть не более 45 градусов.

h. При ILS-посадке должны выдерживаться нормальные скорости захода на посадку и соблюдаться ограничения по скорости согласно Дополнительному сертификату типа (STC) или сертификату типа (TC) и представленные в настоящем Руководстве по летной эксплуатации.

i. Выпуск закрылков в положение захода на посадку должен быть выполнен до подлета к дальнему маркерному радиомаяку. При заходе на посадку с включенным автопилотом положение закрылков не должно изменяться.

j. Вход в глиссаду осуществляется таким образом, чтобы обеспечить автоматический захват глиссады, или вручную, если самолет выше глиссады не более, чем на 15 %.

Многофункциональный дисплей

1. Индикатор движущейся карты не должен использоваться в качестве основного навигационного прибора. Индикатор движущейся карты визуально отражает с помощью навигационной системы GPS местоположение самолета на движущейся карте. Эта информация дополняет данные указателя отклонения от курса следования (CDI) и блока навигации системы GPS.

2. Чтобы пользоваться страницей карты при выполнении полетов согласно ППП, требуется установка разрешенного ППП-оборудования GPS, эксплуатируемого с учетом соответствующих ограничений.

3. Информацию о местности на странице карты ни при каких обстоятельствах нельзя использовать в качестве базовой для предотвращения столкновения с землей.

4. Индицируемая на дисплее электронная версия Контрольного перечня проверок дополняет Контрольный перечень проверок Оперативного справочника пилота и носит только рекомендательный характер. Электронный Контрольный перечень проверок не должен использоваться в качестве основного из находящихся на борту перечней проверок самолета.

5. Интерфейс многофункционального дисплея (MFD) объединен с отдельно установленными разрешенными датчиками. Соблюдение ограничений, указанных в Дополнениях к настоящему Справочнику, является обязательным требованием.

6. Информация о воздушном движении, выводимая на страницу карты, является для пилота вспомогательной и дополняет визуальное восприятие воздушной обстановки. Пилоты должны осуществлять маневрирование, основываясь только на командах диспетчерской службы УВД и однозначном визуальном восприятии движения, создающего угрозу столкновения. Маневр должен согласовываться с командами службы УВД. Никакое маневрирование не должно осуществляться только на основании консультативной информации о воздушном движении.

7. *Самолеты, оборудованные многофункциональным дисплеем ARNAV MFD,* должны иметь на борту Оперативный справочник пилота ARNAV ICDS 2000, P/N 572-0550, изданный в мае 1998 года или с последующими изменениями, которым мог бы воспользоваться пилот при выполнении всех типов полетов.

8. *Самолеты, оборудованные многофункциональным дисплеем Avidyne MFD,* должны иметь на борту Руководство пилоту Avidyne FlightMax EX5000C, P/N 600-00108-000 (Изменение 03, или с последующими изменениями), которыми мог бы воспользоваться пилот при выполнении всех типов полетов.

Кислородная система

Во всех случаях, когда по правилам полета требуется использование дополнительного кислорода, пилот обязан:

- Использовать кислородную систему, разрешенную фирмой Cirrus Design и описанную в Дополнении «Кислородная система», P/N 13772-109, к Руководству по летной эксплуатации самолета.
- Закрепить на правом переднем кресле кислородный баллон согласно требованиям упомянутого выше Дополнения.

Надувные подушки безопасности

На самолетах с № 0002 по № 1499, № 1501 по № 1519 – согласно бюллетеню SB 2X-25-14, а также № 1500, № 1520 и последующих: **Запрещается** использование детского безопасного кресла совместно с системой надувных подушек.

Ограничения по закрылкам

На самолетах с № 0002 по № 0227, не прошедших доработку по бюллетеню SB 22-27-02, перестановка закрылков одновременно с ведением передачи посредством приемопередатчиков COM **запрещается**.

Разрешенное положение при взлете ..... Убранное (0 %) или 50 %

Разрешенное положение при посадке ..... Убранное (0 %), 50 или 100 %

Окраска

Чтобы температура комплексной конструкции самолета не превышала 150 °F (66 °C), наружная поверхность планера должна быть окрашена в соответствии со схемой цветов, представленной в Руководстве по технической эксплуатации. Конкретные требования по окраске содержатся в *Гл. 51 Руководства по технической эксплуатации самолета (AMM).*

ПРОЧИЕ ОГРАНИЧЕНИЯ

Курение

В данном самолете курение **запрещено**.

ТРАФАРЕТЫ

Моторный отсек, внутри заливной горловины для масла:

МАРКИ МАСЛА:

ВЫШЕ 40 °F – SAE 50 или 20W50 или 20W60

НИЖЕ 40 °F – SAE 30 или 10W30, 15W50 или 20W50

РАЗРЕШЕННЫЕ МАРКИ – см. В РЛЭ

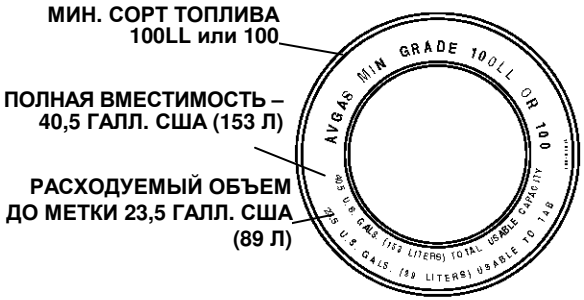
Крыло, рядом с крышками заливных горловин для топлива:

МИН. СОРТ ТОПЛИВА 100LL или 100

ПОЛНАЯ ВМЕСТИМОСТЬ – 40,5 ГАЛЛ. США (153 л)

РАСХОДУЕМЫЙ ОБЪЕМ – ДО МЕТКИ 23,5 ГАЛЛ. США (89 л)

с № 0002 по № 0549



с № 0550 по № 2333, с № 2335 по № 2419, с № 2421 по № 2437

Сверху на фюзеляже, по обе стороны от крышки ракеты парашютной системы CAPS:

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ!

ВНУТРИ РАКЕТА ДЛЯ РАСКРЫТИЯ ПАРАШЮТА

НЕ ПОДХОДИТЬ, ЕСЛИ В КАБИНЕ ЛЮДИ

Рисунок 2-5 (лист 1 из 7)

Трафаретные надписи

Руль высоты и руль направления, триммер (если установлен) с обеих сторон:

НЕ НАЖИМАТЬ

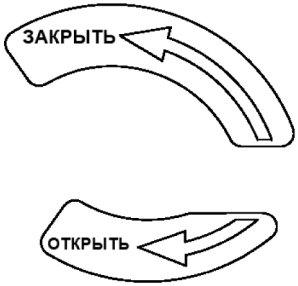
Левый борт, крышка люка источника аэродромного питания:

АЭРОДРОМНОЕ ПИТАНИЕ 28 V ПОСТ. ТОКА

ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНАЯ ЖИДКОСТЬ
ИСПОЛЬЗОВАТЬ ЖИДКОСТИ ТОЛЬКО ТЕХ МАРОК, КОТОРЫЕ УКАЗАНЫ В РЛЭ

Самолеты № 0334 и последующие с противообледенительной системой

Двери, сверху и снизу от механизма закрытия:



с № 0002 по № 0521

с № 0522 по № 0820

Самолеты № 0334 и последующие с противообледенительной системой

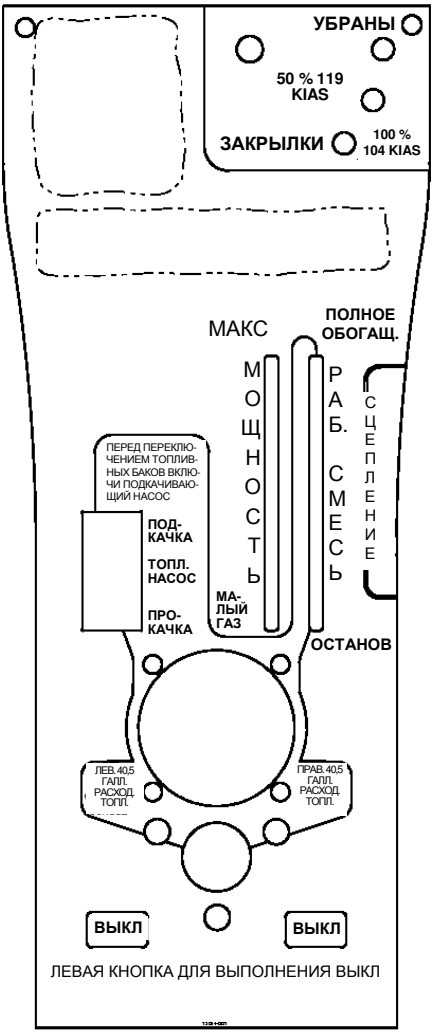
НАЖАТЬ
И
ОТКРЫТЬ

с № 0821 и последующие

Рисунок 2-5 (лист 2 из 7)

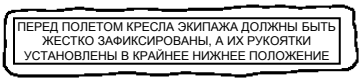
Трафаретные надписи

Панель управления двигателем:



На самолетах № 0002 и последующих

Самолеты с № 0334 по № 0434



Самолеты № 0410 и последующие,
а также самолеты
с № 0002 по № 0409 после доработки
по бюллетеню 02-13

Рисунок 2-5 (лист 3 из 7)

Трафаретные надписи

Крыло, задние кромки закрылков, турбулизатор на фюзеляже:

НЕ НАСТУПАТЬ

Стекло двери кабины, у нижней кромки, в центре, в перевернутом положении:

ПРИ АВАРИИ: РАЗБИТЬ И ВЫНУТЬ СТЕКЛО

Панель переключателей на нижней панели приборной доски, слева:

САМОЛЕТ СЕРТИФИЦИРОВАН ДЛЯ СЛЕДУЮЩИХ ТИПОВ ПОЛЕТОВ: ДЕНЬ – НОЧЬ – ПВП – ППП (С ТРЕБУЕМЫМ ОБОРУДОВАНИЕМ)
ПОЛЕТ В ЗОНУ, ГДЕ ПО ИМЕЮЩИМСЯ ДАННЫМ НАЛИЧЕСТВУЕТ ОБЛЕДЕНЕНИЕ, ЗАПРЕЩАЕТСЯ.
ПРИ ЭКСПЛУАТАЦИИ СОБЛЮДАТЬ ТРЕБОВАНИЯ РЛЭ САМОЛЕТА

Приборная доска, вверху слева:

МАНЕВРИРОВАНИЕ, СКОРОСТЬ
Vo = 133 KIAS

САМОЛЕТ НОРМАЛЬНОЙ КАТЕГОРИИ

ВЫПОЛНЯТЬ ФИГУРЫ ВЫСШЕГО ПИЛОТАЖА, ВКЛЮЧАЯ ШТОПОР, ЗАПРЕЩАЕТСЯ

Приборная доска вверху справа:

ВЫСОТА	ГАЛЛ./Ч
16000	– 17
12000	– 18
8000	– 21
4000	– 24

НА УРОВНЕ МОРЯ – 27
РАСХОД НА РЕЖИМЕ МАКС. МОЩНОСТИ

Рисунок 2-5 (лист 4 из 7)
Трафаретные надписи

Рисунок 2-5 (лист 5 из 7)
Трафаретные надписи

Рисунок 2-5 (лист 6 из 7)
Трафаретные надписи

Крышка рычага парашютной системы (CAPS), над правым плечом пилота:

Самолеты № 0210 и последующие, а также самолеты с № 0002 по № 0209 после доработки по бюллетеню SB 22-95-03.

Самолеты с № 0002 по 0209, не прошедшие доработку по бюллетеню SB 22-95-03.

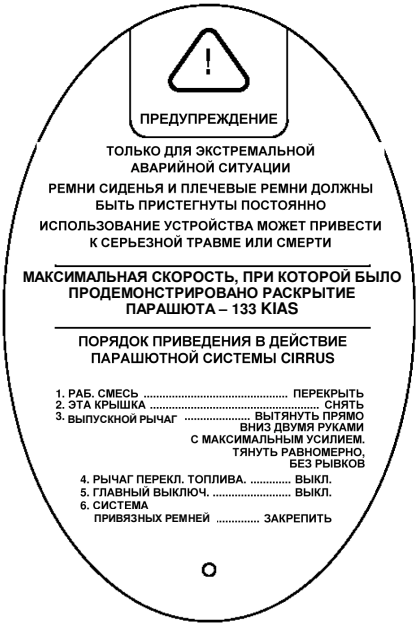


Рисунок 2-5 (лист 7 из 7)

Трафаретные надписи

Раздел 3

ДЕЙСТВИЯ В АВАРИЙНЫХ СИТУАЦИЯХ

Раздел 3

ДЕЙСТВИЯ В АВАРИЙНЫХ СИТУАЦИЯХ

Содержание

Введение 3-3
Воздушная скорость при аварийных ситуациях 3-4
Действия экипажа в аварийных ситуациях 3-5
Предварительное планирование полета 3-5
Предполетная проверка/техническое обслуживание 3-5
Методические рекомендации 3-5
Информация, которую необходимо помнить 3-6
Аварийные ситуации на земле 3-7
Пожар в двигателе при запуске 3-7
Аварийный останов двигателя на земле 3-7
Аварийное покидание самолета на земле 3-8
Аварийные ситуации в полете 3-8
Отказ двигателя на взлете (на малой высоте) 3-8
Максимальное планирование 3-10
Отказ двигателя в полете 3-11
Запуск двигателя в воздухе 3-12
Частичная потеря мощности двигателя 3-13
Низкое давление масла 3-16
Отказ регулятора оборотов воздушного винта 3-16
Удаление дыма и гари 3-17
Пожар в двигателе в полете 3-18
Пожар в крыле в полете 3-18

Пожар в кабине в полете 3-19

Аварийное снижение 3-21

Непреднамеренное пикирование по спирали при полете в приборных метеорологических условиях 3-21

Штопор 3-22

Раскрытие парашютной системы CAPS 3-23

Аварийные ситуации при посадке 3-27

Аварийная посадка без использования тяги двигателя 3-27

Аварийная посадка на воду 3-28

Посадка при отказе управления рулем высоты 3-29

Нарушения нормальной работы систем 3-30

Основной пилотажный индикатор 3-30

Прекращение индикации воздушных данных 3-30

Прекращение индикации пространственного положения 3-30

Отказ проводки рычага управления двигателем 3-32

ВВЕДЕНИЕ

В настоящем разделе описаны действия экипажа в аварийных и критических ситуациях в полете, которые возможны при эксплуатации самолета SR22. Хотя случаи, когда причиной таких ситуаций являются отказы самолетных систем или двигателя, крайне редки, следует внимательно изучить приведенные в данном разделе указания, с тем чтобы при необходимости действовать должным образом.

Примечание. Действия экипажа в аварийных ситуациях, связанных со сбоями в работе систем, которые установлены по выбору Заказчика, описаны в Разд. 9.

ВОЗДУШНАЯ СКОРОСТЬ ПРИ АВАРИЙНЫХ СИТУАЦИЯХ

Скорость маневрирования:

3400 фунтов ..... 133 KIAS

Оптимальное планирование:

3400 фунтов ..... 88 KIAS

2900 фунтов ..... 87 KIAS

Аварийная посадка (с неработающим двигателем):

Закрылки убраны ..... 90 KIAS

Закрылки 50 % ..... 85 KIAS

Закрылки 100 % ..... 80 KIAS

ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА В АВАРИЙНЫХ СИТУАЦИЯХ

Хотя в настоящем разделе рассмотрены действия экипажа с охватом большинства возможных аварийных и критических ситуаций в полете на самолете SR22, это не заменяет необходимости глубокого изучения конструкции самолета и основных приемов техники пилотирования. Тщательное изучение на земле представленной в Справочнике информации поможет вам быть готовым к критической (по времени) ситуации в воздухе.

Предварительное планирование полета

Вероятность аварийных ситуаций вследствие неблагоприятных метеоусловий можно свести к минимуму или исключить, проявляя тщательность при планировании полета и должным образом учитывая возможность неожиданного изменения погоды.

Предполетная проверка/ техническое обслуживание

Проблемы в полете, связанные с механикой самолета SR22, будут чрезвычайно редкими, если постоянно практикуются предполетные проверки и техническое обслуживание. Всегда выполняйте общий осмотр самолета перед каждым полетом, чтобы убедиться, что в предыдущем полете или на стоянке самолет не получил механических повреждений. Особое внимание следует обращать на любые утечки масла и пятна топлива, которые могут указывать на неисправность двигателя.

Методические рекомендации

Аварийные ситуации развиваются очень быстро. Поэтому невозможно рассмотреть каждое действие пилота, которое поможет выйти из создавшегося положения. Тем не менее к любой аварийной ситуации применимы четыре основополагающих принципа:

Сохраняйте управление самолетом — Многие незначительные неполадки перерастают в большие проблемы, если пилот ослабляет управление самолетом. Помните: нельзя поддаваться панике и фиксироваться на какой-то конкретной проблеме. Чрезмерное внимание к отказавшей сигнальной лампе при заходе на посадку по приборам может привести самолет в необычное пространственное положение и вызвать еще худшие последствия. Чтобы этого избежать, даже

при возникновении аварийных условий: управляйте, выдерживая курс, и осуществляйте связь в соответствии с этими рекомендациями. Никогда не допускайте постороннего вмешательства в ваше управление самолетом. Ни при каких обстоятельствах не прекращайте управление.

Анализируйте ситуацию — Если вы сохраняете способность управлять самолетом, оцените обстановку. Проверьте параметры работы двигателя. Прислушайтесь к шуму двигателя. Определите, что вам «говорит» самолет.

Выполняйте необходимые действия — Процедуры, описанные в данном разделе, позволят в большинстве трудных случаев в полете либо скорректировать возникшую проблему, либо восстановить безопасные условия полета. Выполняйте требуемые процедуры и поступайте в соответствии со здравым смыслом.

Приводить в действие самолетную парашютную систему CAPS следует только в опасной для жизни ситуации, когда решено, что раскрытие парашюта будет безопаснее, чем продолжение полета и попытка посадки. Инструкция по раскрытию самолетного парашюта и выполнению посадки приведена в *Разд. 10 – Информация по безопасности.*

При первой же возможности произведите посадку — После того как вам удалось взять аварийную ситуацию под контроль, оцените ваш следующий шаг. Выполните любое некритическое действие по «расчистке препятствий», указанное в Контрольном перечне проверок, и посадите самолет. Помните, что даже если кажется, что самолет в нормальной кондиции, это может не соответствовать действительности.

Информация, которую необходимо помнить

Операции, которые в Контрольном перечне проверок выделены подчеркиванием, например:

1. Скорость оптимального планирования ..... УСТАНОВИТЬ

   – необходимо запомнить, с тем чтобы выполнить процедуру без обращения за справкой.

АВАРИЙНЫЕ СИТУАЦИИ НА ЗЕМЛЕ

Пожар в двигателе при запуске

Причиной пожара в двигателе при запуске может стать воспламенение топлива в системе всасывания. В этом случае попытайтесь затянуть пламя назад в двигатель продолжительной холодной прокруткой.

1. Рабочая смесь ..... ПЕРЕКРЫТЬ (CUTOFF)
2. Топливный насос ..... ВЫКЛЮЧИТЬ (OFF)
3. Переключатель топлива ..... ВЫКЛЮЧИТЬ (OFF)
4. Рычаг управления двигателем ..... ВПЕРЕД (FORWARD)
5. Стартер ..... ПРОКРУТКА (CRANK)
6. Если пламя продолжается, произведите *Аварийный останов двигателя на земле* и *Аварийное покидание самолета на земле* согласно Контрольному перечню проверок.

Аварийный останов двигателя на земле

1. Рычаг управления двигателем ..... МАЛЫЙ ГАЗ (IDLE)
2. Топливный насос (если используется) ..... ВЫКЛЮЧИТЬ (OFF)
3. Рабочая смесь..... ПЕРЕКРЫТЬ (CUTOFF)
4. Переключатель топлива ..... ВЫКЛЮЧИТЬ (OFF)
5. Замок зажигания ..... ВЫКЛЮЧИТЬ (OFF)
6. Главные выключатели электропитания
   АККУМ.–ГЕНЕР. ..... ВЫКЛЮЧИТЬ (OFF)

Аварийное покидание самолета на земле

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. При выходе из самолета убедитесь, что, отходя, вы не окажетесь на пути движения других самолетов, вблизи вращающихся воздушных винтов или в зоне других опасностей.

1. Двигатель ..... ОСТАНОВИТЬ

Примечание. Если двигатель продолжает вращаться, то перед покиданием самолета приведите в действие стояночный тормоз.

2. Ремни кресел ..... РАССТЕГНУТЬ

3. Самолет ..... ПОКИНУТЬ

Примечание. Если дверь открыть невозможно, разбейте окна аварийным молотком, который находится в подлокотнике центрального пульта между передними креслами, и выберитесь наружу через образовавшееся отверстие.

АВАРИЙНЫЕ СИТУАЦИИ В ПОЛЕТЕ

Отказ двигателя на взлете (на малой высоте)

Если отказ двигателя произошел сразу же после отрыва от земли, произведите, если возможно, посадку на ВПП. Если набранная высота позволяет перелететь через барьер в конце полосы, но недостаточна для запуска двигателя, опустите нос самолета для поддержания воздушной скорости и установите самолет в положение планирования. В большинстве случаев посадку нужно производить прямо по курсу следования, выполняя развороты только для облета препятствий. После стабилизации планирования для посадки, в оставшееся время выполните как можно больше операций, предусмотренных Контрольным перечнем проверок.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Если принято решение выполнить разворот на курс ВПП, будьте предельно внимательны, чтобы не допустить сваливания.

SR22

ОПЕРАТИВНЫЙ СПРАВОЧНИК ПИЛОТА

1. Скорость оптимального планирования или посадки (по обстоятельствам) ..... УСТАНОВИТЬ (ESTABLISH)
2. Рабочая смесь ..... ПЕРЕКРЫТЬ (CUTOFF)
3. Переключатель топлива ..... ВЫКЛЮЧИТЬ (OFF)
4. Замок зажигания ..... ВЫКЛЮЧИТЬ (OFF)
5. Закрылки ..... КАК ТРЕБУЕТСЯ

Если позволит время:

6. Рычаг управления двигателем ..... МАЛЫЙ ГАЗ (IDLE)
7. Топливный насос ..... ОТКЛЮЧИТЬ (OFF)
8. Главные выключатели электропитания АККУМ.–ГЕНЕР. ..... ВЫКЛЮЧИТЬ (OFF)
9. Ремни кресел ..... УБЕДИТЬСЯ, ЧТО ПРИСТЕГНУТЫ

МАКСИМАЛЬНОЕ ПЛАНИРОВАНИЕ

Условия:

Двигатель ..... ВЫКЛ. (OFF)
Воздушный винт ..... Авторотация
Закрылки ..... 0 % (УБРАНЫ)
Ветер ..... Нулевой

Пример:

Высота ..... 10000 футов над уровнем земли (AGL)
Воздушная скорость ..... Оптимальное планирование
Дальность планирования ..... 15,8 мор. мили (NM)

Скорость оптимального планирования

3400 фунтов ..... 88 KIAS

Качество максимального планирования ~ 9,6 : 1

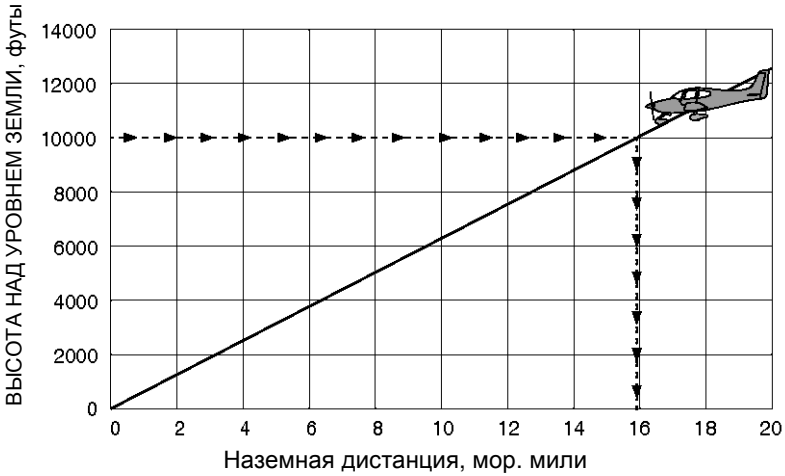


Рисунок 3-1
Максимальное планирование

Отказ двигателя в полете

Если отказ двигателя произошел на высоте, изменяйте шаг воздушного винта как требуется для обеспечения скорости оптимального планирования. В процессе планирования к подходящему месту посадки постарайтесь определить и устранить причину отказа двигателя. Если высота или рельеф местности не позволяет произвести безопасную посадку, может потребоваться использование самолетной парашютной системы CAPS. Сценарии раскрытия CAPS и условия посадки рассмотрены в *Разд. 10 – Информация по безопасности полетов.*

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Если отказ двигателя сопровождается появлением запаха топлива в кабине или если возможной причиной отказа является внутреннее повреждение двигателя, переведите рычаг регулятора качества смеси в положение ПЕРЕКРЫТЬ (CUTOFF) и не пытайтесь запустить двигатель.

1. Скорость оптимального планирования ..... УСТАНОВИТЬ (ESTABLISH)

Примечание. С заклинившим или отказавшим двигателем дальность планирования будет больше, чем с двигателем, работающим в режиме малого газа, как при тренировочных полетах.

Если воздушный винт находится в режиме авторотации, то можно обеспечить еще большую дальность планирования, установив рычаг управления двигателем в положение малого газа и увеличив воздушную скорость на 5 или 10 узлов.

2. Рабочая смесь..... КАК ТРЕБУЕТСЯ (AS REQUIRED)
3. Переключатель топлива.....ПЕРЕКЛЮЧИТЬ БАК
4. Топливный насос ..... ПОДКАЧКА (BOOST)

5. Резервный воздушный эжектор ..... ВКЛЮЧИТЬ (ON)

6. Замок зажигания ..... ПРОВЕРИТЬ ОБА (CHECK BOTH)

7. Если двигатель не запускается, выполните процедуру *Запуск в воздухе* или *Вынужденная посадка* согласно Контрольному перечню проверок.

Запуск двигателя в воздухе

Описанные ниже процедуры касаются наиболее распространенных случаев прекращения работы двигателя. Если причиной отказа двигателя оказалось загрязнение топлива, то переключение топливных баков и включение топливного насоса улучшат запуск. Восстановить сбившуюся регулировку качества смеси можно, сначала обеднив смесь, а затем медленно ее обогащая.

Примечание. Запуск двигателя в воздухе можно производить в течение воздействия ускорения 1g в любой точке диапазона нормальных эксплуатационных режимов самолета.

1. Главные выключатели аккум. батарей ..... ВКЛЮЧИТЬ (ON)

2. Рычаг управления двигателем .....ОТКРЫТО на ½ дюйма (½" OPEN)

3. Рабочая смесь ..... ОБОГАТИТЬ КАК НЕОБХОДИМО

4. Переключатель топлива ..... ПЕРЕКЛЮЧИТЬ БАК

5. Замок зажигания ..... ОБА (BOTH)

6. Топливный насос ..... ПОДКАЧКА (BOOST)

7. Резервный воздушный эжектор ..... ВКЛЮЧИТЬ (ON)

8. Главные выключатели генераторов ..... ВЫКЛЮЧИТЬ (OFF)

9. Стартер (воздушный винт не авторотирует) ..... ВКЛЮЧИТЬ

10. Рычаг управления двигателем ..... медленно УВЕЛИЧИВАТЬ МОЩНОСТЬ

11. Главные выключатели генераторов ..... ВКЛЮЧИТЬ (ON)
12. Если двигатель не запустится, выполнить процедуру *Вынужденная посадка* согласно Контрольному перечню проверок.

Частичная потеря мощности двигателя

Признаками частичной потери мощности двигателя являются колебания частоты вращения, понижение или колебания давления в коллекторе, низкое давление масла, высокая температура масла, появление нехарактерных шумов и неровная работа двигателя. Причиной умеренной неустойчивости работы двигателя в полете может быть загрязнение одной или более свечей зажигания. Внезапные сбои в работе двигателя или перебои в зажигании обычно свидетельствуют о неисправности магнето.

Примечания. Низкое давление масла может быть сигналом о неминуемом отказе двигателя – см. процедуру *Низкое давление масла* в настоящем разделе, где приведены специальные процедуры при низком давлении масла.

Повреждение (разбалансировка) воздушного винта может вызвать чрезвычайные нарушения нормальной работы двигателя. Если предполагается нарушение балансировки воздушного винта, немедленно выключите двигатель и выполните процедуру *Вынужденная посадка* согласно Контрольному перечню проверок.

Если при частичной потере мощности двигателя сохранятся возможность выполнять горизонтальный полет, посадите самолет на подходящем аэродроме сразу, как только позволят обстоятельства. Если при возникших условиях безопасный горизонтальный полет невозможен, используйте оставшуюся мощность для регулирования схемы вынужденной посадки на подходящий аэродром. Находитесь в постоянной готовности к полному отказу двигателя и имейте в виду введение в действие самолетной парашютной системы CAPS, если

пригодное место для посадки отсутствует. Сценарии раскрытия CAPS и условия посадки рассмотрены в *Разд. 10 – Информация по безопасности.*

Если потеря мощности двигателя произошла по причине утечки топлива из системы впрыска, попадающее на двигатель топливо может охлаждаться воздушным потоком от воздушного винта, что может предотвратить пожар на высоте. Однако, поскольку при снижении и заходе на посадку рычаг управления двигателем переставляется на уменьшение мощности, поток охлаждающего воздуха может оказаться недостаточным, чтобы предотвратить возгорание двигателя.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. При появлении в кабине сильного запаха топлива развернитесь в сторону ближайшего пригодного для посадки аэродрома. Выполните схему вынужденной посадки и, как только убедитесь в возможности безопасно посадить самолет, отключите подачу топлива в двигатель.

В следующей процедуре даны указания по определению и устранению некоторых причин сбоев в работе или частичной потери мощности двигателя.

1. Топливный насос ..... ПОДКАЧКА (BOOST)

   Включение подкачки поможет уяснить, являются ли причиной пары в трубопроводах системы впрыска или частичный отказ топливного насоса с приводом от двигателя. При полном отказе этого насоса электрический топливный насос не обеспечивает достаточного давления топлива для питания двигателя.

2. Переключатель топлива ..... ПЕРЕКЛЮЧИТЬ БАК

   Переключение на выработку топлива из противоположного бака может стать решением проблемы, если причиной сбоев является недостаточная подача топлива в двигатель или засорение топлива в одном из топливных баков.

3. Рабочая смесь ..... ПРОВЕРИТЬ соответствие реальным условиям полета

4. Рычаг управления двигателем ..... ПЕРЕМЕСТИТЬ

   Переместите рычаг управления двигателем как необходимо для обеспечения равномерной работы двигателя и нужной мощности.

5. Резервный воздушный эжектор ..... ВКЛЮЧИТЬ (ON)

   Значительная потеря давления в коллекторе и последующая неравномерная работа двигателя могут быть вызваны образованием наледи в воздухозаборнике. Открытие резервного воздушного эжектора обеспечит подачу воздуха в двигатель, если обычный источник воздуха заблокирован или если воздушный фильтр обледенел.

6. Замок зажигания ..... ОБА (BOTH), ЛЕВЫЙ (L), затем ПРАВЫЙ (R)

   Быстрая перестановка ключа в замке зажигания из положения ОБА в положение ЛЕВЫЙ, а затем – ПРАВЫЙ может позволить выявить причину неполадки. Очевидная потеря мощности двигателя при работе одного электровоспламенителя свидетельствует о сбое в работе магнето или свечи зажигания. Снизьте качество рабочей смеси до значения, рекомендуемого для крейсерского режима. Если через несколько минут равномерная работа двигателя не восстановится, попробуйте обогатить смесь. Верните замок зажигания в положение ОБА, если из-за экстремальных нарушений не требуется использование только одного магнето.

7. Посадите самолет при первой возможности.

Низкое давление масла

Если падение давления масла сопровождается ростом его температуры, то, вероятно, произошла значительная утечка масла и отказ двигателя неминуем. Немедленно уменьшите мощность двигателя до режима малого газа и выберите пригодное место для вынужденной посадки самолета.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Продолжительное использование режимов большой тяги двигателя после падения давления масла приведет к механическому повреждению и к полному отказу двигателя, что, возможно, будет иметь катастрофические последствия.

Примечание. Режим полной мощности после падения давления масла может быть использован только в полете вблизи земли, и только в течение времени, необходимого для набора высоты, которая позволила бы выполнить безопасную посадку или проанализировать индикацию низкого давления масла для подтверждения, что падение давления масла действительно произошло.

Если при низком давлении масла сохраняется его нормальная температура, то, вероятно, нарушена работа либо датчика давления, манометра или предохранительного клапана. В любом случае при первой возможности посадите самолет и определите причину неполадки.

1. Рычаг управления двигателем ..... МИНИМАЛЬНАЯ ПОТРЕБНАЯ МОЩНОСТЬ

2. Как можно быстрее произведите посадку.

Отказ регулятора оборотов воздушного винта

Если частота вращения не соответствует перемещению рычага управления двигателем или произошел заброс оборотов, наиболее вероятной причиной является неисправность регулятора оборотов

или нарушение в работе масляной системы двигателя. Если перемещение рычага управления двигателем затруднено или неплавное, возможны неполадки в проводке рычага управления двигателем; при этом выполните процедуру *Отказ в проводке рычага управления двигателем* согласно Контрольному перечню проверок.

Число оборотов воздушного винта не повышается:

1. Давление масла ..... ПРОВЕРИТЬ

2. Посадите самолет при первой возможности.

Происходит заброс оборотов или число оборотов не снижается:

1. Рычаг управления двигателем ..... . ОТРЕГУЛИРОВАТЬ (для поддерживания частоты вращения винта в требуемых пределах)

2. Воздушная скорость ..... СНИЗИТЬ ДО 90 KIAS

3. Посадите самолет при первой возможности.

Удаление дыма и гари

В случае появления в кабине дыма и/или гари проверьте параметры двигателя для выявления каких-либо неполадок в работе. Если появилась течь топлива, то включение электрических агрегатов может вызвать пожар. Если в кабине ощущается сильный запах топлива, развернитесь в сторону ближайшей посадочной площадки. Выполните схему *Вынужденной посадки* и, как только убедитесь в возможности безопасно посадить самолет, отключите подачу топлива в двигатель.

1. Обогрев ..... ВЫКЛЮЧИТЬ

2. Вентиляционные окна ..... ОТКРЫТЬ, ПОЛНОСТЬЮ ХОЛОДНЫЙ ВОЗДУХ

3. Приготовьтесь к срочной посадке.

Если притока воздуха недостаточно для удаления дыма и гари из кабины:

4. Двери кабины ..... ПРИОТКРЫТЬ

   Чтобы приоткрыть дверь кабины в полете, может потребоваться уменьшить воздушную скорость.

Пожар в двигателе в полете

В случае возгорания двигателя в полете не пытайтесь снова запустить двигатель.

1. Рабочая смесь ..... ПЕРЕКРЫТЬ (CUTOFF)
2. Топливный насос ..... ВЫКЛЮЧИТЬ (OFF)
3. Переключатель топлива ..... ВЫКЛЮЧИТЬ (OFF)
4. Регулятор расхода воздуха ..... ВЫКЛЮЧИТЬ (OFF)
5. Рычаг управления двигателем ..... МАЛЫЙ ГАЗ (IDLE)
6. Замок зажигания ..... ВЫКЛЮЧИТЬ (OFF)
7. Двери кабины ..... ПРИОТКРЫТЬ

   Чтобы приоткрыть дверь кабины в полете, может потребоваться уменьшить воздушную скорость.

8. Как можно быстрее произведите посадку.

Пожар в крыле в полете

1. Выключатель обогрева приемника воздушного давления ..... ВЫКЛЮЧИТЬ (OFF)
2. Выключатель аэронавигационных огней ..... ВЫКЛЮЧИТЬ (OFF)
3. Выключатель проблескового огня ..... ВЫКЛЮЧИТЬ (OFF)
4. Если возможно, выполняйте боковое скольжение, чтобы не допустить пламя к топливному баку и кабине.

Примечание. Перевод самолета в пикирование может сбить пламя. При пикировании не допускайте превышения значения V_{NE}.

5. Как можно быстрее произведите посадку.

Пожар в кабине в полете

Если место возгорания установлено и легко доступно, воспользуйтесь огнетушителем, чтобы погасить пламя, и как можно быстрее произведите посадку. Открытие вентиляционных окон или дверей кабины может усилить пожар, но, чтобы экипаж не потерял дееспособности от вдыхания дыма, возможно, будет необходимо удалить из кабины дым или пламегасящий реагент. В случае когда очаг пожара точно не определен, недоступен или причиной пожара является электричество, выполните следующие действия:

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. *На самолетах № 0435 и последующих с PDF:* Если полет проходит в приборных метеорологических условиях (IMC), ВЫКЛЮЧИТЕ ГЕНЕР. 1 (ALT 1), ГЕНЕР. 2 (ALT 2), и АККУМ. 1 (BAT 1). При питании только от аккумуляторной батареи 2 основной пилотажный индикатор будет продолжать работать приблизительно 30 мин.

1. Главные выключатели электропитания АККУМ.–ГЕНЕР. ..... ВЫКЛЮЧИТЬ (OFF) ПРИ НЕОБХОДИМОСТИ

Примечание. При выключенных главных выключателях АККУМ.–ГЕНЕР. двигатель будет продолжать работать, но электропитание будет отключено.

2. Обогрев ..... .ВЫКЛЮЧИТЬ

3. Вентиляционные окна ..... ЗАКРЫТЬ

4. Огнетушитель ..... ПРИВЕСТИ В ДЕЙСТВИЕ

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Газ хладон, которым заправлен огнетушитель, может быть токсичным, особенно в замкнутом пространстве. Погасив пожар, провентилируйте кабину, открыв вентиляционные окна и отперев дверь (если потребуется).

Если приток воздуха недостаточен для удаления дыма и гари из кабины:

5. Двери кабины ..... ПРИОТКРЫТЬ

Чтобы приоткрыть дверь кабины в полете, может потребоваться уменьшить воздушную скорость.

6. Когда пожар погашен,
вентиляционные окна ..... ОТКРЫТЬ, ПОЛНОСТЬЮ ХОЛОДНЫЙ ВОЗДУХ

7. Выключатель питания
радиоэлектронного оборудования ..... ВЫКЛЮЧИТЬ (OFF)

8. Все другие выключатели ..... ВЫКЛЮЧИТЬ (OFF)

9. Как можно быстрее произведите посадку.

Если при выключении главных выключателей питания устранен очаг возгорания или запах гари и полет проходит ночью, при неблагоприятной погоде или в условиях ППП:

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Если полет проходит днем согласно ПВП и выключением главных выключателей питания удалось устранить пожар, оставьте главные выключатели питания в положении ВЫКЛ. Не пытайтесь обнаружить источник возгорания проверкой работы каждого компонента электрической системы самолета.

10. Главные выключатели
электропитания АККУМ.–ГЕНЕР. ..... ВКЛЮЧИТЬ (ON)

11. Выключатель питания
радиоэлектронного оборудования ..... ВКЛЮЧИТЬ (ON)

12. Включение нужных систем производите последовательно, одну за другой, выдерживая паузу в несколько секунд между включениями, чтобы определить неисправную систему. Продолжайте полет с выключенной неисправной системой до ближайшей посадочной площадки. Используйте только минимально необходимое оборудование для совершения безопасной посадки.

Аварийное снижение

1. Рычаг управления двигателем ..... МАЛЫЙ ГАЗ (IDLE)

2. Рабочая смесь ..... КАК ТРЕБУЕТСЯ

Внимание. Если прогнозируется сильная турбулентность, при снижении не превышайте значение приборной воздушной скорости V_{NO} (178 KIAS).

3. Воздушная скорость ..... V_{NE} (201 KIAS)

Непреднамеренное пикирование по спирали при полете в приборных метеорологических условиях

Во всех случаях, когда самолет принимает необычное пространственное положение, выход из которого не гарантируется, немедленно приведите в действие систему раскрытия самолетного парашюта CAPS. Информация по приведению в действие CAPS приведена *в Разд. 10 – Информация по безопасности.*

1. Рычаг управления двигателем ..... МАЛЫЙ ГАЗ (IDLE)

2. Выведите самолет из пикирования по спирали, координируя управление элеронами и рулем направления, отслеживая показания указателя пространственного положения и координатора разворота, с тем чтобы придать крылу горизонтальное положение.

3. Проявляя осторожность, используйте противодавление от руля высоты для вывода самолета в положение горизонтального полета.

4. Произведите балансировку для восстановления горизонтального полета.
5. Установите требуемый режим работы двигателя.
6. Используйте автопилот, если функционально руки не держат ручку управления, выдерживайте постоянный курс, используя руль направления.
7. Как можно скорее покиньте зону приборных метеоусловий.

Штопор

Самолет SR22 не утвержден для выполнения штопора, не испытывался и не сертифицировался по характеристикам выхода из штопора. Разрешен и продемонстрированный только способ выхода из штопора приведением в действие самолетной парашютной системы CAPS (Cirrus Airframe Parachute System) (см. *Раскрытие самолетной парашютной системы CAPS* в настоящем разделе).

Вследствие этого, если самолет потерял управление в полете, экипаж должен привести в действие самолетную парашютную систему CAPS.

Хотя благодаря характеристикам сваливания самолета SR22 вероятность случайного входа в штопор для него чрезвычайно мала, это все же возможно. Вход в штопор может быть предотвращено четким исполнением приемов пилотирования, это – координированное использование органов управления при разворотах, выдерживание необходимой воздушной скорости в соответствии с рекомендациями настоящего Справочника и недопущение ни при каких обстоятельствах форсированного воздействия на органы управления при близких к сваливанию режимах (см. *Сваливание*, Разд. 4).

В случае если при сваливании неправильно используются органы управления и на руль высоты, руль направления и /или элероны оказывается форсированное воздействие, можно почувствовать внезапный завал на крыло и вхождение в спираль или штопор. В ряде случаев бывает трудно определить, спираль это или начало штопора.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Во всех случаях, если самолет принял необычное пространственное положение, выход из которого до соударения с землей не гарантируется, требуется ***немедленное*** раскрытие самолетной парашютной системы CAPS.

Минимальная высота, на которой было продемонстрировано раскрытие CAPS после одного витка штопора, составила 920 футов. Приведение системы в действие на больших высотах повышает безопасный запас устойчивости после раскрытия парашюта. Не теряйте время и высоту, стараясь вывести самолет из спирали или штопора до включения системы CAPS.

Самопроизвольный вход в штопор

1. Система CAPS ..... ПРИВЕСТИ В ДЕЙСТВИЕ

Раскрытие парашютной системы CAPS

Приводить в действие самолетную парашютную систему CAPS следует в опасной для жизни ситуации, когда решено, что раскрыть парашют будет безопаснее, чем продолжить полет и приземляться.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. В случае использования системы CAPS следует ожидать невосстановимых повреждений планера и того, что в зависимости от воздействия неблагоприятных внешних факторов (таких, как высокая скорость при раскрытии парашюта, малая высота, неровности рельефа местности или сильный ветер) находящиеся в самолете люди могут получить серьезные травмы или погибнуть. Поэтому использовать систему CAPS необходимо только тогда, когда любые другие средства для преодоления аварийной ситуации не уберегли бы людей от серьезных травм.

ВНИМАНИЕ. Сила соударения с землей при полностью стабилизированном снижении раскрытого парашюта соответствует падению с высоты приблизительно 13 футов.

Примечание. В Разделе 10 – *Информация по безопасности* настоящего Справочника рассмотрено несколько возможных сценариев развития событий с применением CAPS. К ним относятся:

- Столкновение в воздухе
- Отказы элементов конструкции
- Потеря управляемости
- Посадка в опасной по рельефу местности
- Потеря пилотом дееспособности

Перед началом эксплуатации самолета все пилоты должны внимательно ознакомиться с представленной в Разд. 10 информацией о приведении в действие и раскрытии самолетной парашютной системы CAPS.

После принятия решения об использовании системы CAPS необходимо выполнить следующие действия:

1. Воздушная скорость ..... МИНИМАЛЬНО ВОЗМОЖНАЯ

   Максимальная скорость, при которой было продемонстрировано раскрытие самолетного парашюта, – 133 KIAS.

   Уменьшение воздушной скорости позволяет снизить нагрузку на парашют и предотвращает перегрузку элементов конструкции и возможный отказ парашюта.

2. Рабочая смесь
   (если позволяют время и высота) ..... ПЕРЕКРЫТЬ

Как правило, для терпящего бедствие самолета и находящихся в нем людей безопаснее, если двигатель не работает.

3. Крышка выпускного рычага ..... СНЯТЬ

У передней кромки на крышке имеется ручка. Снимите крышку, потянув ее вниз, чтобы открыть доступ к Т-образному выпускному рычагу CAPS.

4. Выпускной рычаг ..... ВЫТЯНУТЬ ПРЯМО ВНИЗ обеими руками

Вытяните Т-образный выпускной рычаг из держателя. Возьмитесь за рычаг обеими руками и тяните его прямо вниз сильно непрерывно и равномерно. Продолжайте тянуть рычаг вниз с максимальным усилием до момента срабатывания ракеты. Для этого может потребоваться усилие до 45 фунтов или более. Вполне вероятно, что при таком воздействии погнется монтажное основание корпуса выпускного рычага.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Рывки или быстрое перемещение выпускного рычага значительно увеличат тянущее усилие, потребное для срабатывания ракеты. Тяните рычаг так, чтобы он двигался непрерывно и равномерно – как бы подтягиваясь, это улучшит условия для успешного срабатывания системы.

После раскрытия парашюта:

5. Рабочая смесь ..... УБЕДИТЬСЯ, ЧТО ПЕРЕКРЫТА

6. Переключатель топлива ..... ВЫКЛЮЧИТЬ (OFF)

Отсечка подачи топлива в двигатель уменьшит вероятность пожара в результате удара при приземлении.

7. Главные выключатели электропитания АККУМ.–ГЕНЕР. ..... ВЫКЛЮЧИТЬ (OFF)

8. Замок зажигания ..... ВЫКЛЮЧИТЬ (OFF)

9. Топливный насос ..... ВЫКЛЮЧИТЬ (OFF)

10. Аварийный приводной передатчик ..... ВКЛЮЧИТЬ (ON)

11. Ремни кресел и плечевые ремни ..... ЗАТЯНУТЬ

Все находящиеся в кабине люди должны надежно пристегнуть поясные и плечевые ремни на своих креслах.

12. Незакрепленные предметы ..... НАДЕЖНО ЗАКРЕПИТЬ

Ели позволяет время, зафиксируйте все незакрепленные предметы, чтобы не пораниться предметами, которые разлетятся по кабине при приземлении.

13. Примите позу, рекомендуемую для случая аварийной посадки.

Чтобы принять такую позу, нужно положить обе руки на колени, обхватить одной рукой запястье другой руки и, распрямив торс, прижаться к спинке кресла.

14. Сразу после того, как самолет окажется неподвижным, быстро покиньте самолет и двигайтесь против ветра.

При выходе людей, вследствие уменьшения веса, самолет может снова прийти в движение под воздействием ветра. В результате соударения с землей не исключено, что двери кабины заклинит. Если дверь открыть невозможно, выбейте стекла аварийным молотком, который находится в подлокотнике центрального пульта, между передними креслами, и выберитесь наружу через образовавшееся отверстие.

АВАРИЙНЫЕ СИТУАЦИИ ПРИ ПОСАДКЕ

Если все попытки вновь запустить двигатель оказались безуспешными и вынужденная посадка неминуема, выберите подходящую площадку и подготовьтесь к посадке. Если условия полета или рельеф местности не позволяют обеспечить безопасную посадку, может потребоваться использование самолетной парашютной системы CAPS. Сценарии раскрытия самолетной парашютной системы CAPS и условия посадки рассмотрены в *Разд. 10 – Информация по безопасности.*

Пригодную для посадки площадку необходимо выбрать как можно скорее, с тем чтобы максимум времени использовать на разработку и выполнение схемы вынужденной посадки. При вынужденной посадке на неподготовленную поверхность, если возможно, полностью выпустите закрылки. Приземляйтесь на главное шасси и как можно дольше удерживайте носовое колесо над землей. Если двигатель работает, то, прежде чем пытаться выполнить посадку «вне аэродрома», пролетите над местом посадки на возможно малой, но безопасной высоте, чтобы рассмотреть, нет ли препятствий и какова поверхность для приземления.

Примечание. Установка закрылков в полностью выпущенное положение (100 %), уменьшает дальность планирования. Не выпускайте закрылки полностью, пока не уверены в посадке.

Аварийная посадка без использования тяги двигателя

1. Скорость наилучшего планирования ..... УСТАНОВИТЬ
2. Радиостанция ..... Передать (121,5 МГц) СИГНАЛ БЕДСТВИЯ (MAYDAY), координаты места и план дальнейших действий
3. Приемоответчик ..... Установить код ответчика SQUAWK 7700
4. Если вне аэропорта, аварийный приводной передатчик ..... ВКЛЮЧИТЬ

5. Рычаг управления двигателем ..... МАЛЫЙ ГАЗ (IDLE)

6. Рабочая смесь ..... ПЕРЕКРЫТЬ (CUTOFF)

7. Переключатель топлива ..... ВЫКЛЮЧИТЬ (OFF)

8. Замок зажигания ..... ВЫКЛЮЧИТЬ (OFF)

9. Топливный насос..... ВЫКЛЮЧИТЬ (OFF)

10. Закрылки (когда пилот уверен в посадке) .....100 %

11. Главные выключатели ..... ВЫКЛЮЧИТЬ (OFF)

12. Ремень (ремни) кресла ..... ПРИСТЕГНУТЬ

Аварийная посадка на воду

1. Радиостанция ..... Передать (121,5 МГц)
СИГНАЛ БЕДСТВИЯ (MAYDAY),
координаты места
и план дальнейших действий

2. Приемоответчик ..... SQUAWK 7700

3. Система CAPS ..... ПРИВЕСТИ В ДЕЙСТВИЕ

Если на борту есть индивидуальные средства спасения, наденьте, подготовьте надувной плот для немедленной эвакуации сразу после приводнения.

Прежде чем принять позу, рекомендуемую для случая аварийной посадки, обеспечьте открытие двери, чтобы можно было свободно покинуть самолет.

4. Самолет ..... ПОКИНУТЬ

Возможно, будет необходимо частично затопить кабину, чтобы уравнять давление, действующее на дверь снаружи и изнутри. Если дверь открыть невозможно, выбейте стекла аварийным молотком и выберитесь наружу через образовавшееся отверстие.

5. Плавсредства ..... НАПОЛНИТЬ ВОЗДУХОМ
НА БЕЗОПАСНОМ РАССТОЯНИИ
ОТ САМОЛЕТА

Посадка при отказе управления рулем высоты

Пружинный блок балансировки по тангажу крепится непосредственно к рулю высоты и выполняет роль резервного средства на случай отказа главной системы управления рулем высоты. Установите триммер руля высоты в положение, соответствующее скорости захода на посадку 80 KIAS. После этого не меняйте положение триммера до момента выравнивания при посадке. В процессе выравнивания, под воздействием момента пикирования, вызываемого снижением мощности двигателя, самолет может удариться о землю носовым колесом. В момент касания переведите рычаг управления двигателем в положение малого газа.

1. Закрылки ..... УСТАНОВИТЬ 50 %

2. Триммер руля высоты ..... УСТАНОВИТЬ 80 KIAS

3. Мощность двигателя ..... КАК ТРЕБУЕТСЯ ДЛЯ ВЫДЕРЖИВАНИЯ УГЛА ПЛАНИРОВАНИЯ

НАРУШЕНИЯ НОРМАЛЬНОЙ РАБОТЫ СИСТЕМ

Основной пилотажный индикатор (PFD)

В крайне маловероятном случае отказа индикатора PFD пилот может утратить возможность управлять работой автопилота посредством PFD. Если все же такая неисправность произойдет, можно отключить автоматы защиты сети PFD и продолжать полет, пользуясь показаниями резервных механических приборов. При отключенных автоматах защиты сети PFD управление по крену от автопилота осуществляется в режиме GPSS по каналу GPS 1, а управление по тангажу – установкой режимов «Вертикальная скорость» (VS) и «Высота» (ALT) на головке автопилота. Чтобы экран PFD не отвлекал внимание, уменьшите до нуля яркость прибора.

PFD – Прекращение индикации воздушных данных

В случае если на PFD пропадет индикация воздушных данных, изображение поврежденного индикатора исчезает с дисплея и заменяется изображением прибора с красным индексом «X». При исчезновении индикации воздушных данных используйте показания резервных механических приборов (высотомер, указатель воздушной скорости) и выполните следующую процедуру:

1. Посадите самолет при первой возможности.
2. Резервные приборы (высотомер, указатель воздушной скорости) ..... КОНТРОЛИРОВАТЬ

Если отказ произошел в приборных метеоусловиях (IMC):

3. Покиньте зону IMC.

PFD – Прекращение индикации пространственного положения

В случае если на PFD пропадет индикация пространственного положения самолета, изображение поврежденного индикатора исчезает с дисплея и заменяется изображением прибора с красным индексом «X». При исчезновении индикации пространственного положения используйте показания резервных механических приборов (авиагоризонт, указатель курса) и выполните следующую процедуру:

1. Резервные приборы
   (авиагоризонт, указатель курса) ..... КОНТРОЛИРОВАТЬ

Если отказ произошел в приборных метеоусловиях (IMC):

2. Автопилот, режим GPSS ..... ВКЛЮЧИТЬ
3. Автопилот, выдерживание высоты ..... ВКЛЮЧИТЬ
4. Покиньте зону IMC.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. *На самолетах с программным обеспечением в версии 530-00123-000 Изм. 00 или с последующими изменениями:* Любой перебой в электропитании PFD приводит к потере информации о пространственном положении самолета до перезапуска системы PFD, что может быть выполнено только на земле.

На самолетах с программным обеспечением в версии 530-00159-000 Изм. 00 или с последующими изменениями: Если перебой в электропитании не превышает 20 с, возможен горячий пуск PFD. В этом случае на экране в течение 2 с индицируется сообщение ИСПОЛЬЗУЙТЕ РЕЗЕРВНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ (PLEASE STANDBY), которое затем сменяется сообщением ПОПЫТКА БЫСТРОГО ПЕРЕЗАПУСКА (ATTEMPTING QUICK RESTART). Если перерыв в электропитании длится более 20 с, то горячий пуск системы маловероятен и перебой в электропитании приводит к потере информации о пространственном положении самолета до перезапуска PFD. Это может быть выполнено только на земле.

Отказ проводки рычага управления двигателем

Если отказ проводки рычага управления двигателем произойдет в полете, двигатель перестанет реагировать на перемещение рычага управления. Используя имеющуюся мощность и закрылки как необходимо, произведите безопасную посадку самолета.

Если рычаг управления двигателем заклинит в положении максимальной мощности или рядом, следуйте на ближайшую посадочную площадку. Выполняйте схему вынужденной посадки. Когда посадка обеспечивается, выключите двигатель перестановкой рычага регулятора смеси в положение ПЕРЕКРЫТЬ (CUTOFF). Если снова потребуется использовать тягу двигателя, верните рычаг в положение полного обогащения (RICH) и восстановите безопасные параметры или выполните уход на второй круг. В случае если воздушной скоростью управлять невозможно, выключите двигатель и выполните процедуру *Вынужденная посадка* согласно Контрольному перечню проверок. После посадки остановите самолет и выполните все операции процедуры *Аварийного останова двигателя на земле* согласно Контрольному перечню проверок.

Если рычаг управления двигателем заклинит в положении малого газа или рядом и будет невозможно выдерживать прямой горизонтальный полет, перейдите в режим планирования на ближайшую подходящую ровную поверхность. Выполните схему вынужденной посадки.

1. Перемещение рычага управления двигателем ..... ПРОВЕРИТЬ

2. Режим работы двигателя ..... УСТАНОВИТЬ
(если возможно)

3. Закрылки ..... ВЫПУСТИТЬ
(если необходимо)

4. Рабочая смесь ..... КАК ТРЕБУЕТСЯ
(от полного обогащения
до перекрытия)

5. Как можно быстрее произведите посадку.

Раздел 3А

ДЕЙСТВИЯ В СЛОЖНЫХ СИТУАЦИЯХ

Раздел 3А

ДЕЙСТВИЯ В СЛОЖНЫХ СИТУАЦИЯХ

Содержание

Введение 3А-3

Общие указания по преодолению сложных ситуаций 3А-4

Сложные ситуации на земле 3А-5

Отказ тормозов при рулении 3А-5

Прерванный взлет 3А-5

Сложные ситуации в полете 3А-6

Непредвиденное обледенение 3А-6

Непредвиденный вход в зону приборных метеоусловий 3А-6

Открытие двери в полете 3А-6

Сложные ситуации при посадке 3А-7

Посадка с отказавшими тормозами 3А-7

Посадка со спущенной шиной колеса 3А-7

Нарушение работы систем 3А-10

Отказ генератора 3А-10

Отказ системы индикации параметров работы двигателя 3А-13

Горит лампа аварийной сигнализации НИЗКОЕ НАПРЯЖЕНИЕ 3А-13

Отказ радиосвязи 3А-14

Нарушение работы приемника воздушного давления 3А-15

Отказ электрических триммеров/автопилота 3А-16

ВВЕДЕНИЕ

В настоящем разделе содержатся процедуры по управлению в сложных ситуациях, связанных с нарушениями работы систем и/или особыми условиями полета. Если следовать этим указаниям, можно сохранить приемлемый уровень летной годности или снизить эксплуатационный риск. Приведенные в настоящем разделе инструктивные указания для нештатных ситуаций нужно рассмотреть и использовать при необходимости.

Общие указания по преодолению сложных ситуаций

Хотя в настоящем разделе рассмотрены процедуры по управлению в большинстве возможных нештатных ситуаций для самолета SR22, связанных с нарушениями работы систем и/или с особыми случаями полета, это не заменяет необходимости тщательного изучения конструкции самолета и основных приемов пилотирования. Тщательное изучение на земле представленной в Справочнике информации поможет вам быть готовым к критической (из-за нехватки времени) ситуации в воздухе.

Главным фактором в преодолении любой нештатной ситуации является здравый смысл в сочетании со знанием самолета, его летных характеристик и процедур по управлению. В дополнение к рассмотренным темам настоящего раздела *Действия в сложных ситуациях* ниже приведены общие рекомендации для любой нештатной ситуации:

- Продолжайте пилотировать самолет.
- Проанализируйте возникшую ситуацию.
- Примите соответствующие меры.

СЛОЖНЫЕ СИТУАЦИИ НА ЗЕМЛЕ

Отказ тормозов при рулении

Управление самолетом на земле осуществляется посредством дифференцированного торможения. Однако при увеличении мощности двигателя можно получить возможность дополнительно использовать руль направления вследствие ускорения движения и воздействия воздушного потока на руль.

1. Мощность двигателя ..... КАК ТРЕБУЕТСЯ
   - Для остановки самолета ..... УМЕНЬШИТЬ
   - Если необходимо для управления ..... УВЕЛИЧИТЬ

2. Управление по курсу ..... ИСПОЛЬЗОВАТЬ РУЛЬ НАПРАВЛЕНИЯ

3. Тормозная педаль (педали) ..... ПРОКАЧАТЬ (PUMP)

При невозможности управления по курсу:

4. Рабочая смесь ..... ПЕРЕКРЫТЬ (CUTOFF)

Прерванный взлет

Используйте оставшуюся длину ВПП насколько необходимо для безопасной остановки или существенного замедления самолета, чтобы сойти с ВПП.

1. Рычаг управления двигателем ..... МАЛЫЙ ГАЗ (IDLE)

2. Тормоза ..... КАК ТРЕБУЕТСЯ

ВНИМАНИЕ. В целях максимальной эффективности торможения уберите закрылки, удерживайте ручку управления в крайнем заднем положении и останавливайте самолет плавным и равномерным торможением, чтобы не допустить потерю управляемости и/или разрыв шины колеса шасси.

СЛОЖНЫЕ СИТУАЦИИ В ПОЛЕТЕ

Непредвиденное обледенение

Полет в зону прогнозируемых условий обледенения запрещен. Однако в случае непредвиденного обледенения:

1. Обогрев приемника воздушного давления ..... ВКЛЮЧИТЬ (ON)
2. Покиньте зону обледенения. Развернитесь назад или измените высоту полета.
3. Обогрев кабины ..... МАКСИМУМ
4. Удаления наледи с лобового стекла ..... ПОЛНОСТЬЮ ОТКРЫТЬ
5. Резервный впуск воздуха ..... ВКЛЮЧИТЬ (ON)

Непредвиденный вход в зону приборных метеоусловий

После входа в зону приборных метеоусловий (IMC) пилот, недостаточно подготовленный к полетам по приборам, должен положиться на автопилот для выполнения разворота на 180°, чтобы выйти из зоны IMC. Для разворота назад необходимо немедленно выполнить следующие действия:

1. Управление самолетом ..... Сохранять горизонтальный полет по прямой
2. Автопилот ..... Включить для выдерживания курса и высоты полета
3. Курс ..... Переустановить для входа в разворот на 180°

Открытие двери в полете

Если не закрылась защелка замка, дверь кабины самолета SR22 остается в полете приоткрытой на 1–3 дюйма. Если это обнаружено при разбеге, по возможности прервите взлет. Если самолет уже в воздухе:

1. Воздушная скорость ..... СНИЗИТЬ ДО 80–90 KIAS
2. Посадите самолет, как только это станет возможным.

СЛОЖНЫЕ СИТУАЦИИ ПРИ ПОСАДКЕ

Посадка с отказавшими тормозами

Отказ одного тормоза

1. Выполните посадку с отклонением от оси ВПП в сторону отказавшего тормоза.
2. Выдерживайте управление по курсу, используя руль направления и исправный тормоз.

Отказ обоих тормозов

1. Развернитесь в сторону самой длинной и самой широкой ВПП, максимально ориентированной против ветра.
2. Садитесь на подветренную сторону ВПП.
3. Пользуйтесь рулем направления для объезда препятствий.

Примечание. По мере снижения воздушной скорости эффективность руля направления уменьшается.

4. Выполните процедуру *Аварийный останов двигателя на земле* согласно Контрольному перечню проверок.

Посадка со спущенной шиной колеса

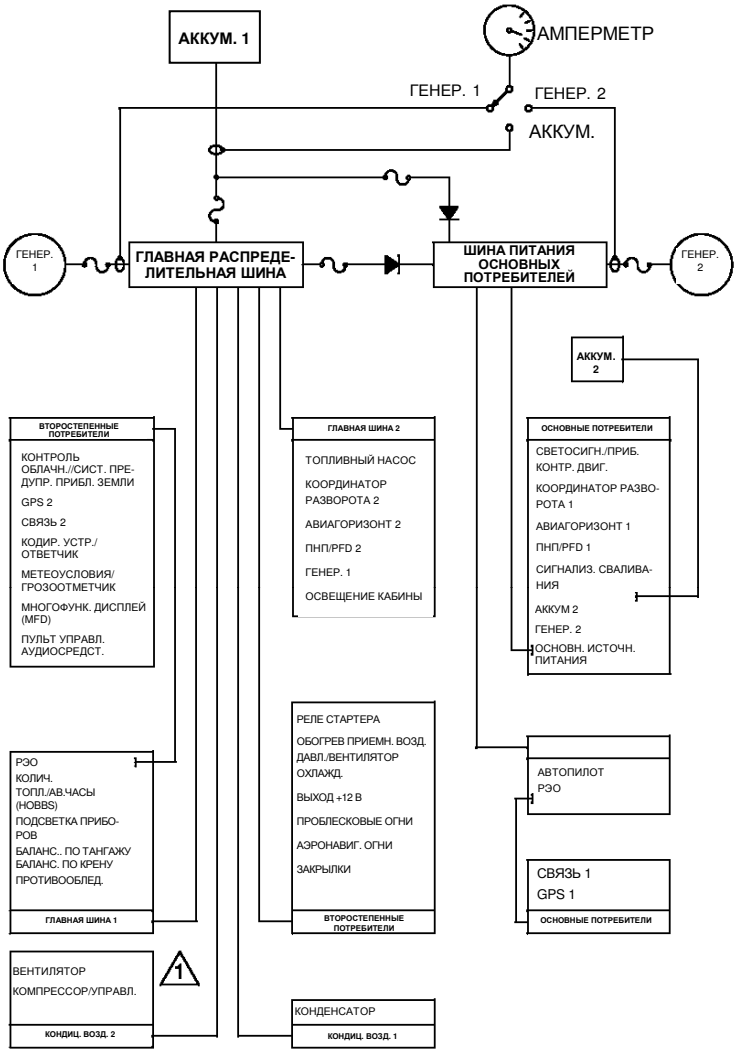
Если во время взлета лопнула шина или оторвался протектор колеса и прервать взлет уже нельзя, произведите посадку, как только это станет возможным.

Главное шасси

1. Посадите самолет с отклонением от оси ВПП в сторону исправного колеса.
2. Выдерживайте управление по курсу, используя тормоза и руль направления.
3. Не выруливайте с ВПП. Остановите самолет и выполните нормальный останов двигателя.

Носовое шасси

1. Произведите посадку по оси ВПП.
2. При пробеге как можно дольше удерживайте носовое колесо над землей.
3. Не выруливайте с ВПП. Остановите самолет и выполните нормальный останов двигателя.



Примечание.

1 *На самолетах № 1602, № 1821, № 1840, № 1863 и последующих с системой кондиционирования, устанавливаемой по просьбе заказчика.*

Рисунок 3А-1

Упрощенная блок-схема электрической системы

НАРУШЕНИЕ РАБОТЫ СИСТЕМ

Отказ генератора

Постоянное горение любого из двух табло ГЕНЕР. (ALT) на панели световых табло свидетельствует об отказе соответствующего генератора. Наиболее вероятной причиной отказа может быть неисправность либо электропроводки, либо генератора, либо элемента управления. Обычно неисправности электропитания сопровождаются избыточной величиной тока заряда или разряда, индицируемого амперметром.

ВНИМАНИЕ. На самолете установлены генераторы с самовозбуждением. Такие генераторы запускаются током от аккумулятора, но после запуска они сами вырабатывают электроэнергию для непрерывной работы в случае отказа аккумулятора. Чтобы обеспечить электропитание для повторного запуска генераторов в случае их отказа, аккумуляторы не должны отключаться в течение всего полета.

На самолетах с № 0002 по № 1643 и с № 1645 по № 1666: Мигание табло ГЕНЕР. 1 (ALT 1) указывает на превышение тока заряда. Это может произойти при очень низком значении тока АККУМ. 1 и больших нагрузках в цепях оборудования. Поскольку нагрузки на ГЕНЕР. 2 значительно ниже, мигание светосигнального табло ГЕНЕР. 2 (ALT 2) маловероятно даже при очень низком токе АККУМ. 2 (BAT 2).

На блок-схеме электрической системы показано распределение электроэнергии в системе. Индивидуальные нагрузки на каждую шину щитка автоматов защиты сети показаны в том порядке, как на щитке. Обратите внимание, что агрегаты, подключенные к шинам питания основных потребителей на щитке автоматов защиты сети, питаются от ГЕНЕР. 1 (ALT 1), ГЕНЕР. 2 (ALT 2), АККУМ. 1 (BAT 1) и АККУМ. 2 (BAT 2). Главные шины и шины питания второстепенных потребителей на щитке автоматов защиты сети питаются только от ГЕНЕР. 1 (ALT 1) и АККУМ. 1 (BAT 1).

Примечание. В случае если необходимо уменьшить электрические нагрузки из-за неисправности генератора, надо выключить электрические блоки и/или системы, не являющиеся основными потребителями в данных условиях полета, а не отключать автоматы защиты сети. Такой способ сброса нагрузки предотвратит аварийное срабатывание автомата защиты сети и потерю электроснабжения систем в критически важные моменты полета. См. рисунок с блок-схемой электрической системы, где детально показаны шины распределения электропитания и подключенные к ним агрегаты и системы.

Постоянное горение светового табло ГЕНЕР. 1 (ALT 1)

Постоянное горение табло указывает на отказ ГЕНЕР. 1. Попробуйте вновь запустить генератор. Если попытка закончилась неудачей, снизьте нагрузку и используйте нагрузки только главной шины или шины питания второстепенных потребителей – как необходимо для данных условий полета.

1. Главный выключатель ГЕНЕР. 1 (ALT 1) ..... ВЫКЛЮЧИТЬ (OFF)
2. Автомат защиты сети генератора 1 ..... ПРОВЕРИТЬ и ВКЛЮЧИТЬ
3. Главный выключатель ГЕНЕР. 1 (ALT 1) ..... ВКЛЮЧИТЬ (ON)

Если генератор не заработал:

4. Выключите все неиспользуемое оборудование на главной шине 1, главной шине 2 и шине питания второстепенных потребителей для снижения нагрузки. Контролируйте напряжение.
5. Главный выключатель ГЕНЕР. 1 (ALT 1) ..... ВЫКЛЮЧИТЬ (OFF)
6. При первой представившейся возможности произведите посадку.

Мигание светового табло ГЕНЕР. 1 (ALT 1)

На самолетах с № 0002 по № 1643 и с № 1645 по № 1666: Наиболее вероятной причиной является значительный разряд аккумуляторной батареи, сопровождающийся большими нагрузками от работающего оборудования. В этом случае уменьшите нагрузки на главные шины и шины питания второстепенных потребителей, следите за показаниями амперметра до тех пор, пока величина тока заряда не вернется в нормальные пределы. После этого можно увеличивать нагрузки как необходимо.

1. Переключатель амперметра ..... АККУМ. (BATT)
2. Если ток заряда превышает 30 А, уменьшите нагрузку на главные шины 1 и 2 и на шину питания второстепенных потребителей.
3. Контролируйте показания амперметра до тех пор, пока величина тока заряда аккумуляторной батареи не станет меньше 15 А.
4. После того как величина тока заряда вернется в нормальные пределы, увеличивайте нагрузки как необходимо для условий полета.

Постоянное горение светового табло ГЕНЕР. 2 (ALT 2)

За исключением работы при низкой частоте вращения двигателя постоянное горение светового табло ГЕНЕР. 2 (ALT 2) свидетельствует об отказе генератора 2. Если запустить генератор не удалось, нагрузки шины питания основных потребителей должны получать питание от ГЕНЕР. 1 (ALT 1), АККУМ. 1 (BAT 1) и АККУМ. 2 (BAT 2).

Примечание. Световое табло ГЕНЕР. 2 (ALT 2) перестанет постоянно гореть и генератор 2 начнет работать, когда частота вращения двигателя достигнет 1700–2200 об/мин.

1. Главный выключатель ГЕНЕР. 2 (ALT 2) ..... ВЫКЛЮЧИТЬ (OFF)
2. Автомат защиты сети генератора 2 ..... ПРОВЕРИТЬ и ВКЛЮЧИТЬ
3. Главный выключатель ГЕНЕР. 2 (ALT 2) ..... ВКЛЮЧИТЬ (ON)

Если генератор не заработал:

4. Выключите все неиспользуемое оборудование на главной шине 1, главной шине 2 и шине питания второстепенных потребителей для снижения нагрузки.

5. Главный выключатель ГЕНЕР. 2 (ALT 2) ..... ВЫКЛЮЧИТЬ (OFF)

6. Произведите посадку при первой возможности.

Отказ системы индикации параметров работы двигателя

На самолетах № 1644, № 1663 и последующих: В случае отказа блока сбора данных DAU индикация на мониторах многофункционального дисплея (MFD) и основного пилотажного прибора (PFD) становится невозможной. Вместо цифр появляются три белых тире, таблицы температуры в головках цилиндров (CHT) и температуры выходящих газов (EGT), а также стрелки имитируемых приборов будут удалены.

При отказе DAU отключите и вновь включите автомат защиты сети СИГНАЛИЗ./ПРИБОРЫ ДВИГ. (ANNUN/ENGINE INST). Если система индикации не включится, при первой возможности совершите посадку.

1. Автомат защиты сети СИГНАЛИЗ./ПРИБОРЫ ДВИГ. .....Цикл

2. Произведите посадку при первой возможности.

Горит лампа аварийной сигнализации НИЗКОЕ НАПРЯЖЕНИЕ (LOW VOLTS)

Горение лампы НИЗКОЕ НАПРЯЖЕНИЕ показывает, что напряжение в шине питания основных потребителей 24,5 В или ниже. Обычно это означает, что электрооборудование работает только от аккумуляторов, а оба генератора вышли из строя или отключены. В случае отказа обоих генераторов:

1. Произведите посадку при первой возможности.

Отказ радиосвязи

Причины отказа радиосвязи могут быть самыми разнообразными. Если после выполнения требуемой процедуры по Контрольному перечню проверок связь не восстановилась, перейдите к выполнению процедур FAR/AIM, предусмотренных на случай потери радиосвязи.

Примечание. В случае нарушения электропитания пульта управления аудиосредствами подключите пульт к разъему COM 1 переговорного устройства пилота. При установке переключателя пульта в положение ВЫКЛ (OFF) пульт также подключается к разъему COM 1 переговорного устройства.

1. Выключатели, органы управления ..... ПРОВЕРИТЬ
2. Частота ..... СМЕНИТЬ
3. Автоматы защиты сети ..... ПРОВЕРИТЬ
4. Наушники ..... ЗАМЕНИТЬ
5. Ручной микрофон ..... ПОДСОЕДИНИТЬ

Нарушение работы приемника воздушного давления

Заблокирован источник статического давления

Если показания приборов, работающих от источника статического давления (измеряющих воздушную скорость, высоту и вертикальную скорость) ошибочны, необходимо открыть клапан резервного источника статического давления (на боковой стенке центрального пульта управления, рядом с правой щиколоткой пилота), чтобы в эти приборы стало поступать статическое давление из кабины.

Примечание. Если подключение резервного источника статического давления не дало результатов, подать статическое давление к приборам в аварийной ситуации можно, разбив стекло циферблата вариометра. Когда статическое давление подается через вариометр, показания ПОДЪЕМ (UP) – СПУСК (DOWN) реверсируются (т.е. стрелка прибора при снижении будет показывать ПОДЪЕМ, а при наборе высоты – СПУСК).

При задействовании резервного источника статического давления отрегулируйте значение приборной воздушной скорости в процессе набора высоты или заходе на посадку в соответствии с приведенной в Разделе 5 Таблицей калибровочных поправок воздушной скорости (резервный источник статического давления) для данных условий (вентиляция или обогрев) в кабине.

1. Обогрев приемника воздушного давления ..... ВКЛЮЧИТЬ (ON)
2. Резервный источник статического давления ..... ОТКРЫТЬ (OPEN)

Заблокирована трубка Пито

Если ошибочные показания выдает только указатель воздушной скорости и только в условиях обледенения, то наиболее вероятная причина – обледенение трубки Пито. Если при включении системы обогрева приемника воздушного давления снять проблему не уда-

лось, спуститесь в более теплый воздушный слой. Если заход на посадку приходится выполнять с заблокированной трубкой Пито, установите известные значения угла тангажа и мощности двигателя и пользуйтесь указателем путевой скорости системы GPS с учетом силы ветра у поверхности земли.

1. Обогрев приемника воздушного давления ..... ВКЛЮЧИТЬ (ON)

Отказ электрических триммеров / автопилота

Любой отказ или нарушение в работе электрических триммеров или автопилота можно преодолеть с помощью ручки управления. Если вышел из под контроля триммер, обесточьте систему, выключив автомат защиты сети (БАЛЛАНС. ПО ТАНГАЖУ (PITCH TRIM), БАЛЛАНС. ПО КРЕНУ (ROLL TRIM) или АВТОПИЛОТ (AUTOPILOT)) и выполните посадку, как только представится возможность.

1. Управление самолетом ..... ВЫПОЛНЯТЬ ВРУЧНУЮ

2. Автопилот (если включен) ..... ОБЕСТОЧИТЬ

Если проблему устранить не удалось:

3. Автоматы защиты сети ..... ВЫКЛЮЧИТЬ как требуется

- БАЛЛАНС. ПО ТАНГАЖУ
- БАЛЛАНС. ПО КРЕНУ
- АВТОПИЛОТ

4. Рычаг управления двигателем ..... КАК ТРЕБУЕТСЯ

5. Ручка управления ..... УДЕРЖИВАТЬ ВРУЧНУЮ

6. Произведите посадку при первой возможности.

Раздел 4

ВЫПОЛНЕНИЕ НОРМАЛЬНОГО ПОЛЕТА

Раздел 4

ВЫПОЛНЕНИЕ НОРМАЛЬНОГО ПОЛЕТА

Содержание

Введение 4-3
Воздушная скорость нормального полета 4-4
Процедуры нормального полета 4-6
Предполетная проверка 4-6
Маршрут предполетного осмотра 4-7
Перед запуском двигателя 4-13
Запуск двигателя 4-14
Перед рулением 4-17
Руление 4-17
Перед взлетом 4-18
Расход топлива на режиме максимальной мощности..... 4-21
Взлет 4-21
Нормальный взлет 4-23
Взлет с коротким разбегом 4-23
Набор высоты 4-23
Крейсерский полет 4-24
Обеднение рабочей смеси в крейсерском полете 4-25
Снижение 4-26
Перед посадкой 4-26
Посадка.....4-27
Нормальная посадка 4-27
Прерванная посадка/Уход на второй круг 4-28
После посадки 4-29

Останов 4-29
Сваливание 4-30
Влияние окружающей среды 4-31
Эксплуатация в холодную погоду 4-31
Эксплуатация в жаркую погоду 4-34
Характеристики по шуму/Снижение шума 4-34
Экономия топлива 4-36

ВВЕДЕНИЕ

В настоящем разделе подробно изложены процедуры выполнения нормального полета. Процедуры нормального полета с использованием оборудования, установленного по выбору Заказчика, изложены в Разд. 9.

ВОЗДУШНАЯ СКОРОСТЬ НОРМАЛЬНОГО ПОЛЕТА

Если не указано иначе, нижеприведенные значения воздушной скорости являются базовыми для самолета с максимальным весом 3400 фунтов и могут использоваться при любых меньших весах. Однако для обеспечения соответствия летных характеристик по взлетной и посадочной дистанциям, приведенных в Разд. 5, необходимо использовать скорость, соответствующую данному значению взлетного веса самолета.

Отрыв носового колеса при взлете:

- Нормальный, закрылки 50 % ..... 70 KIAS
- Высота пролета препятствий, закрылки 50 % ..... 78 KIAS

Набор высоты на маршруте, закрылки убраны:

- Нормальный ..... 110-120 KIAS
- Оптимальная скороподъемность, на уровне моря ..... 101 KIAS
- Оптимальная скороподъемность, высота 10000 футов ..... 95 KIAS
- Оптимальный угол набора высоты, на уровне моря ..... 78 KIAS
- Оптимальный угол набора высоты, высота 10000 футов ..... 82 KIAS

Заход на посадку:

- Нормальный, закрылки убраны ..... .90-95 KIAS
- Нормальный, закрылки 50 % ..... 85-90 KIAS
- Нормальный, закрылки 100 % ..... 80-85 KIAS
- Короткий аэродром, закрылки 100 % (V_{REF}) ..... 77 KIAS

Уход на второй круг, закрылки 50 %:

- Режим максимальной мощности ..... 80 KIAS

Максимальная рекомендуемая скорость
при попадании в зону турбулентности:

- 3400 фунтов ..... 133 KIAS
- 2900 фунтов ..... 123 KIAS

Максимальная скорость бокового ветра,
зафиксированная в демонстрационном полете:

- Взлет или посадка ..... 20 узлов

ПРОЦЕДУРЫ НОРМАЛЬНОГО ПОЛЕТА

Предполетная проверка

Перед проведением предполетной проверки убедитесь, что выполнены все требуемые операции по техническому обслуживанию самолета. Еще раз просмотрите план полета и произведите расчет загрузки и центровки.

Примечание. Во время предполетного осмотра: Проверьте все шарниры, оси шарниров, надежность затяжки болтов; проверьте состояние обшивки самолета и убедитесь в отсутствии механических повреждений и признаков расслоения; проверьте плавность перемещения всех поверхностей управления и убедитесь в отсутствии излишних люфтов; проверьте, нет ли признаков утечек в зонах резервуаров для жидкостей и трубопроводов.

При низкой температуре воздуха удалите иней, наледь и снег с фюзеляжа, крыла, вертикального и горизонтального оперения и поверхностей управления. Убедитесь в отсутствии льда и загрязнений, скапливающихся внутри поверхностей управления. Проверьте обтекатели колес шасси на отсутствие снега и льда. Проверьте, что трубка Пито нагревается через 30 с после включения обогрева приемника воздушного давления.

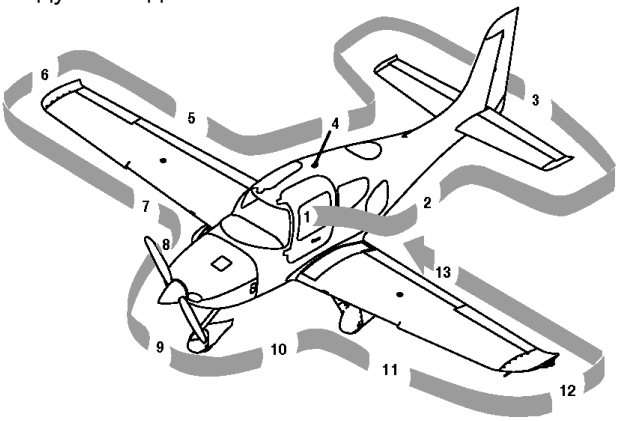


Рисунок 4-1
Маршрут осмотра

Маршрут предполетного осмотра

1. Кабина

a. Требуемая документация ..... На борту

b. Выключатель электропитания РЭО ..... ВЫКЛЮЧИТЬ (OFF)

c. Главный выключатель аккумулятора 2 ..... ВКЛЮЧИТЬ (ON)

d. PFD – *На самолетах № 0435 и последующих с PFD* ..... Проверить включение

e. Вентилятор охлаждения РЭО ..... Проверить на слух

f. Вольтметр ..... 23–25 В

g. Лампа сигнализации положения закрылков ..... НЕ ГОРИТ

h. Главный выключатель аккумулятора 1 ..... ВКЛЮЧИТЬ (ON)

i. Огни ..... Проверить исправность

j. Сигнализация сваливания ..... Проверить

Примечание. Проверьте срабатывание предупредительной сигнализации о сваливании путем отсоса из входного отверстия системы предупреждения сваливания, в результате чего должна включиться сирена.

k. Количество топлива ..... Проверить

l. Переключатель топлива ..... Переключить на полностью заполненный бак

m. Закрылки ..... 100 %, Проверить горение лампы (ON)

n. Световое табло масла ..... Горит

o. Главные выключатели аккумуляторов 1 и 2 ..... ВЫКЛЮЧИТЬ

p. Резервный источник статического давления ..... НОРМ (NORMAL)

q. Автоматы защиты сети ..... В УТОПЛЕННОМ ПОЛОЖ. (IN)

r. Огнетушитель ..... На месте и заряжен

s. Аварийный молоток ..... На месте

t. Выпускной рычаг CAPS ..... Предохранительная чека снята

2. Левый борт

a. Замок двери ..... Отпереть

b. Антенна канала радиосвязи ..... Проверить состояние
COM 1 (сверху) и надежность крепления

c. Зализ крыло/фюзеляж ..... Проверить

d. Антенна канала радиосвязи ..... Проверить состояние
COM 2 (снизу) и надежность крепления

e. Дверь багажного отделения ..... Закрыта и заперта

f. Заглушка статической системы ..... Проверить блокировку

g. Крышка камеры парашюта ..... Снабжена
уплотнением и закрыта

3. Хвостовое оперение

a. Швартовочный канат ..... Снять

b. Горизонтальный и вертикальный
стабилизаторы ..... Проверить состояние

Примечание. Убедитесь что лента, закрывающая переднее и заднее смотровые отверстия на внешних законцовках горизонтального стабилизатора, установлена и надежно закреплена.

c. Руль высоты и триммер ..... Проверить состояние
и легкость перемещения

d. Руль направления ..... Проверить легкость перемещения

e. Триммер руля направления ..... Проверить состояние
и надежность крепления

f. Шарнирные и болтовые соединения, шплинты ..... Проверить надежность крепления

4. Правый борт

a. Заглушка статической системы ..... Проверить блокировку

b. Зализ крыло/фюзеляж ..... Проверить

c. Замок двери ..... Отпереть

5. Задняя кромка правой консоли крыла

a. Закрылок и уплотнительная лента (если установлены) ..... Проверить состояние и надежность крепления

b. Элерон и триммер ..... Проверить состояние и легкость перемещения

c. Уплотнение элерона ..... Проверить надежность .....крепления

d. Шарнирные и болтовые соединения, тяга управления, шплинты ..... Проверить состояние и надежность крепления,

6. Законцовка правой консоли крыла

a. Концевой обтекатель крыла ..... Проверить надежность крепления

b. Проблесковые огни, аэронавигационные огни и линзы .....Проверить состояние и надежность крепления,

c. Дренаж топлива (внизу) ..... Убедиться в отсутствии засорения

7. Передняя кромка правой консоли крыла и правое главное шасси

a. Передняя кромка и ленты сигнализации сваливания .....Проверить состояние

b. Крышка заливной горловины топлива ..... Проверить количество топлива и надежность закрытия крышки

c. Дренажные патрубки топлива (снизу с двух сторон)..... Дренаж, взять пробу топлива

d. Обтекатели колес ..... Проверить надежность крепления, удалить грязь

e. Шина колеса ..... Проверить состояние, давление и износ

ВНИМАНИЕ. *На самолетах с № 0002 по № 1727 после доработок по эксплуатационному бюллетеню SB 2X-32-14 и на самолетах № 1728 и последующих:* Очистите и проверьте состояние указателя температуры, установленного в корпусе поршня. Если центральная часть указателя имеет черный цвет, это означает, что узел тормоза перегрелся. Проверьте состояние тормозных дисков и замените кольца О-образного сечения.

f. Колесо и тормоза ..... Проверить общее состояние, надежность крепления, убедиться в отсутствии перегрева и утечек тормозной жидкости

g. Стояночные колодки и швартовочные канаты ..... Убрать

h. Воздушная вентиляция кабины ..... Убедиться в отсутствии засорения

8. Носовая часть, правый борт

a. Турбулизатор .....Проверить состояние

b. Капот ..... Проверить надежность крепления

c. Выхлопной патрубок ..... Проверить состояние, надежность крепления и зазор

d. Антенна приемоответчика (снизу) ..... Проверить состояние и надежность крепления

e. Отстойник (снизу) ..... Дренаж в течение 3 с, взять пробу

9. Носовое шасси, воздушный винт и кок

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Не стойте вблизи плоскости вращения воздушного винта. Никому не позволяйте приближаться к воздушному винту.

a. Буксировочное водило ..... Снять и убрать

b. Стойка ..... Проверить состояние

c. Обтекатель колеса .....Проверить на надежность крепления и отсутствие загрязнений

d. Колесо и шина ..... Проверить состояние, давление и износ

e. Воздушный винт ..... Проверить состояние (вмятины, забоины, и т.п.)

f. Кок ..... Проверить состояние, надежность крепления и отсутствие утечек масла

g. Воздухозаборные отверстия ..... Убедиться в отсутствии засорения

h. Генератор ..... Проверить состояние

10. Носовая часть, левый борт

a. Посадочная фара ..... Проверить состояние

b. Масло для двигателя ..... Проверить 6–8 кварт, убедиться в отсутствии утечек, в надежном закрытии крышки заливной горловины и дверцы

c. Капот ..... Проверить надежность крепления

d. Аэродромное электропитание ..... Проверить надежность крепления дверцы

e. Турбулизатор ..... Проверить состояние

f. Выхлопной патрубок ..... Проверить состояние, надежность крепления и зазор

11. Левое главное шасси и передняя кромка левой консоли крыла

a. Обтекатель колеса ..... Проверить надежность крепления и отсутствие загрязнений

b. Шина колеса ..... Проверить состояние, давление и износ

ВНИМАНИЕ. *На самолетах с № 0002 по № 1727 после доработок по эксплуатационному бюллетеню SB 2X-32-14 и на самолетах № 1728 и последующих:* Очистите и проверьте состояние указателя температуры, установленного в корпусе поршня. Если центральная часть указателя имеет черный цвет, это означает, что узел тормоза перегрелся. Проверьте состояние тормозных дисков и замените кольца О-образного сечения.

c. Колесо и тормоза ..... Проверить общее состояние, надежность крепления, убедиться в отсутствии перегрева и утечек тормозной жидкости

d. Стояночные колодки и швартовочные канаты ..... Убрать

e. Дренажные патрубки топлива (снизу, с двух сторон).....Дренаж, взять пробу топлива

f. Воздушная вентиляция кабины ..... Убедиться в отсутствии засорения

g. Крышка заливной горловины топлива ..... Проверить количество топлива и надежность закрытия крышки

h. Передняя кромка и ленты сигнализации сваливания ..... Проверить состояние

12. Законцовка левой консоли крыла

a. Дренаж топлива (снизу)..... Убедиться в отсутствии засорения

b. Штанга приемника воздушного давления (снизу) ..... Убедиться, что чехол снят, трубка приемника чистая

c. Проблесковые огни, аэронавигационные огни и линзы ..... Проверить состояние и надежность крепления

d. Концевой обтекатель крыла ..... Проверить надежность крепления

13. Задняя кромка левой консоли крыла

a. Закрылок и полировальные ленты (если установлены) ..... Проверить состояние и надежность крепления

b. Элерон ..... Проверить легкость перемещения

c. Уплотнение элерона ..... Проверить надежность крепления

d. Шарнирные и болтовые соединения, тяга управления, шплинты .. Проверить надежность крепления

Перед запуском двигателя

1. Предполетный осмотр ..... ЗАВЕРШИТЬ

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Убедитесь, что загрузка самолета выполнена правильно, в соответствии с требованиями Руководства по летной эксплуатации, см. ограничения по загрузке и центровке перед взлетом.

2. Загрузка и центровка ..... Убедиться, что в допустимых пределах

3. Аварийно-спасательное оборудование ..... НА БОРТУ (ON BOARD)

4. Пассажиры ..... ПРОШЛИ ИНСТРУКТАЖ (BRIEFED)

Примечание. Убедитесь, что все пассажиры проинструктированы о запрете курения, о пользовании ремнями безопасности и дверями, о способах аварийного покидания самолета, месте аварийного молотка и способе приведения в действие самолетной парашютной системы CAPS.

Убедитесь, что предохранительная чека выпускного рычага парашюта снята.

5. Кресла, поясные и плечевые ..... ЗАФИКСИРОВАТЬ,
привязные ремни ..... ОТРЕГУЛИРОВАТЬ ДЛИНУ И ПРИСТЕГНУТЬ

ВНИМАНИЕ. Перед взлетом кресла экипажа должны быть зафиксированы, рукоятки управления – находиться в крайнем нижнем положении. Убедитесь в отсутствии слабины пристегнутых привязных ремней.

Запуск двигателя

Если двигатель теплый, подкачивать топливо в двигатель перед стартом не требуется. При первом запуске днем, а также в холодную погоду необходим впрыск топлива.

Прерывистость зажигания с выбросом черного дыма из выхлопного патрубка свидетельствует о чрезмерном впрыске топлива или переполнении топлива. Чтобы удалить излишек топлива из камеры сгорания, необходимо выполнить приведенные ниже операции:

- Выключите топливный насос.
- Дайте топливу стечь из заборных трубопроводов.
- Установите рычаг регулятора рабочей смеси в положение полного обеднения, а рычаг управления двигателем – в полностью открытое положение.
- Проверните двигатель на несколько оборотов с помощью стартера.
- Когда двигатель заработает, отпустите замок зажигания, снизьте мощность двигателя рычагом управления и, медленно перемещая, установите рычаг регулятора рабочей смеси в положение ПОЛНОЕ ОБОГАЩЕНИЕ (FULL RICH).

Если в двигателе недостаточно топлива, особенно если он холодный и влажный, зажигания не произойдет и потребуется дополнительный впрыск топлива. Как только в цилиндрах произойдет воспламенение, несколько передвиньте вперед рычаг управления в приоткрытое положение, чтобы поддержать непрерывное вращение двигателя.

См. Эксплуатация в холодную погоду настоящего раздела или дополнительную информацию, касающуюся эксплуатации самолета в условиях низких температур.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Если двигатель самолета будет запускаться от аэродромного источника питания, проследите, чтобы в плоскости вращения воздушного винта не оказались персонал и соединительные провода.

ВНИМАНИЕ. В процессе запуска двигателя генераторы должны оставаться выключенными (OFF) во избежание высоких электрических нагрузок.

Если после запуска двигателя на указателе давления масла не будет индицироваться давление через 30 с в теплую погоду и через 60 с в холодную погоду, заглушите двигатель и выясните причину. Пониженное давление масла свидетельствует о недостаточной смазке, что может привести к серьезному повреждению двигателя.

1. Источник аэродромного питания ..... ПОДСОЕДИНИТЬ (если доступен)
2. Тормоза ..... ИСПОЛЬЗОВАТЬ
3. Главные выключатели аккумуляторов ..... ВКЛЮЧИТЬ (ON) (Проверить напряжение)
4. Проблесковые огни ..... ВКЛЮЧИТЬ (ON)
5. Рабочая смесь ..... ПОЛНОЕ ОБОГАЩЕНИЕ (FULL RICH)
6. Рычаг управления двигателем ..... ПЕРЕВЕСТИ ПОЛНОСТЬЮ ВПЕРЕД
7. Топливный насос ..... ПРОКАЧКА (PRIME), затем ПОДКАЧКА (BOOST)

Примечание. На самолетах с № 0002 по № 0278 перед доработками по эксплуатационному бюллетеню SB 22-73-01: Удерживание выключателя топливного насоса (FUEL PUMP) в течение 30-60 с в положении ПРОКАЧКА

(PRIME) улучшит первый запуск двигателя днем, особенно в условиях низкой температуры окружающего воздуха.

На самолетах с № 0002 по № 0278 после доработок по эксплуатационному бюллетеню SB 22-73-01:

Удерживание выключателя топливного насоса (FUEL PUMP) в течение 2 с в положении ПРОКАЧКА (PRIME) улучшит первый запуск двигателя днем, особенно в условиях низкой температуры окружающего воздуха.

8. Зона воздушного винта ..... УБЕДИТЬСЯ, ЧТО СВОБОДНА

9. Рычаг управления двигателем ..... ОТКРЫТЬ на ¼ дюйма

10. Замок зажигания ..... СТАРТ (START) (После запуска двигателя отпустить)

ВНИМАНИЕ. Каждый цикл раскрутки двигателя не должен превышать 20 с с перерывом в 20 с для охлаждения перед следующим циклом. Это продлит сроки службы аккумулятора и контактора.

11. Рычаг управления двигателем ..... НАЗАД (для поддержания частоты вращения 1000 об/мин)

12. Давление масла ..... ПРОВЕРИТЬ

13. Главные выключатели генераторов ..... ВКЛЮЧИТЬ (ON)

14. Главный выключатель питания РЭО ..... ВКЛЮЧИТЬ (ON)

15. Параметры работы двигателя ..... КОНТРОЛИРОВАТЬ

16. Источник аэродромного ..... ОТСОЕДИНИТЬ питания (если используется)

17. Амперметр/показания ..... ПРОВЕРИТЬ

Перед рулением

1. Закрылки ..... УБРАТЬ (0 %)

2. Радиооборудование / РЭО ..... КАК ТРЕБУЕТСЯ

3. Обогрев кабины / Удаление наледи ..... КАК ТРЕБУЕТСЯ

4. Переключатель топлива .....РАСХОДНЫЙ БАК

Руление

В процессе руления движение по маршруту осуществляйте отклонением руля направления и попеременным подтормаживанием по мере необходимости на ножные штуцера. Используйте такую мощность двигателя, которая необходима для движения вперед. Замедление движения или управление скоростью руления только торможением, без снижения мощности двигателя, приводит к повышению температуры тормозов. Руление по рыхлому грунту выполняйте на малых оборотах двигателя, чтобы законцовки лопастей воздушного винта не получили повреждений.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Максимальный продолжительный режим работы двигателя при рулении по плоской гладкой жесткой поверхности соответствует частоте вращения 1000 об/мин. Для начала движения при рулении по травяному покрову, по мягкой поверхности и на склонах допускается несколько превышать значение 1000 об/мин. Используйте минимальную мощность двигателя, чтобы выдерживать скорость руления.

Если требование ограничить частоту вращения двигателя при рулении значением 1000 об/мин и использовать правильное торможение не соблюдается, тормозная система может перегреться, что в свою очередь ведет к повреждению или возгоранию тормозов.

1. Стояночный тормоз ..... ОТПУСТИТЬ
2. Тормоза ..... ПРОВЕРИТЬ
3. Ориентация по ПНП ..... ПРОВЕРИТЬ
4. Авиагоризонт ..... ПРОВЕРИТЬ
5. Координатор разворота ..... ПРОВЕРИТЬ

Перед взлетом

При выполнении полетов в холодную погоду необходимо как следует прогревать двигатель перед взлетом. В большинстве случаев это обеспечивается, когда температура масла достигает по крайней мере 100 °F (38 °C). В теплую или жаркую погоду следует предупреждать перегрев, не допуская длительной работы двигателя на земле. Кроме того, продолжительная работа двигателя на режиме малого газа может стать причиной загрязнения свечей зажигания.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Не производите взлет при наличии инея, наледи, снега или загрязнений на фюзеляже, крыле, вертикальном и горизонтальном оперении и поверхностях управления.

1. Двери ..... ЗАКРЫТЫ
2. Выпускной рычаг самолетной парашютной системы CAPS ..... Убедиться, что предохранительная чека снята
3. Поясные и плечевые ремни кресел ..... НАДЕЖНО ПРИСТЕГНУТЬ
4. Количество топлива ..... ПОДТВЕРДИТЬ
5. Переключатель топлива ..... НАИБОЛЕЕ ПОЛНЫЙ БАК
6. Топливный насос ..... ВКЛЮЧИТЬ (ON)
7. Рабочая смесь ..... КАК ТРЕБУЕТСЯ
8. Закрылки ..... УСТАНОВИТЬ 50 %, ПРОВЕРИТЬ

9. Приемоответчик ..... УСТАНОВИТЬ

10. Автопилот ..... ПРОВЕРИТЬ

11. Навигационная ..... УСТАНОВИТЬ
радиоаппаратура /GPS для взлета

12. Обогрев кабины/Удаление наледи ..... КАК НЕОБХОДИМО

13. Тормоза ..... УДЕРЖИВАТЬ

14. Рычаг управления двигателем ..... 1700 об/мин

15. Генератор ..... ПРОВЕРИТЬ

a. Обогрев приемника воздушного давления ... ВКЛЮЧИТЬ (ON)

b. Аэронавигационные огни ..... ВКЛЮЧИТЬ (ON)

c. Посадочная фара ..... ВКЛЮЧИТЬ (ON)

d. Табло световой сигнализации ..... ПРОВЕРИТЬ

- Проверьте исправность световых табло предупредительной сигнализации включения и выключения обоих генераторов ГЕНЕР. 1 (ALT 1) и ГЕНЕР. 2 (ALT 2). При необходимости увеличьте обороты двигателя, что должно вызвать погасание светового табло ГЕНЕР. 2 (ALT 2). Световое табло ГЕНЕР. 2 (ALT 2) гаснет при 2200 об/мин.

16. Напряжение ..... ПРОВЕРИТЬ

17. Приемник воздушного давления ..... КАК ТРЕБУЕТСЯ

Примечание. Систему обогрева приемника воздушного давления необходимо включать (ON) при выполнении полетов в зоне приборных метеоусловий (IMC), в условиях видимой влажности и во всех случаях, когда температура окружающего воздуха составляет 40 °F (4 °C) или ниже.

18. Аэронавигационные огни ..... КАК ТРЕБУЕТСЯ

19. Посадочная фара ..... КАК ТРЕБУЕТСЯ

20. Магнето ..... ПРОВЕРИТЬ левое и правое

a. Замок зажигания ..... ПРАВЫЙ (R),
заметить частоту вращения,
затем ОБА (BOTH)

b. Замок зажигания .....ЛЕВЫЙ (L),
заметить частоту вращения,
затем ОБА (BOTH)

Примечание. При зажигании от любого магнето падение частоты вращения двигателя не должно превышать 150 об/мин. Разность при запуске от разных магнето не должна быть более 75 об/мин. Если есть сомнения в исправности системы зажигания, то она обычно проверяется путем увеличения оборотов.

Отсутствие падения частоты вращения двигателя свидетельствует о неисправности заземления левой или правой цепи системы зажигания или об установке магнето на более ранний момент зажигания, чем требуется.

21. Параметры работы двигателя ..... ПРОВЕРИТЬ

22. Рычаг управления двигателем ..... 1000 об/мин

23. Навигационные приборы, ... ПРОВЕРИТЬ
ПНП и высотомер И УСТАНОВИТЬ

24. Органы управления ..... ПРОВЕРИТЬ ЛЕГКОСТЬ
ПЕРЕМЕЩЕНИЯ И
ОТКОРРЕКТИРОВАТЬ

25. Триммер ..... УСТАНОВИТЬ (SET) во взлетное положение

26. Автопилот ..... ОТКЛЮЧИТЬ

Расход топлива на режиме максимальной мощности

Обеднение топливной смеси для взлетного режима и режима максимальной мощности при наборе высоты осуществляется при полностью открытой дроссельной заслонке путем снижения качества от максимально обогащенной рабочей смеси до расчетного значения расхода топлива для данной барометрической высоты. В нижеприведенной таблице указаны продемонстрированные значения расхода топлива, при которых обеспечивается соответствие взлетным характеристикам и характеристикам набора высоты, приведенным в Разд. 5.

Примечание. Установка рычага регулятора качества рабочей смеси в положение ПОЛНОЕ ОБОГАЩЕНИЕ (FULL RICH) на высоте более 7500 футов, приводит к избыточному обогащению рабочей смеси.

Барометрическая высота	Расчетное значение расхода топлива	Барометрическая высота	Расчетное значение расхода топлива	Барометрическая высота	Расчетное значение расхода топлива
0	27,1	7000	21,4	14000	17,5
1000	26,2	8000	20,5	15000	16,9
2000	25,1	9000	19,9	16000	16,7
3000	24,3	10000	19,5	17000	16,2
4000	23,6	11000	18,8	17500	16,1
5000	22,8	12000	18,4		
6000	22,1	13000	17.9		

Взлет

Проверка мощности двигателя: Проверку мощности двигателя при полностью открытой дроссельной заслонке необходимо выполнять на раннем этапе взлета. Двигатель должен работать ровно, с частотой вращения приблизительно 2700 об/мин. Все параметры работы двигателя должны находиться в пределах зеленых секторов

приборов. При любых перебоях в работе двигателя или медленном ускорении прекратите взлет. Перед следующей попыткой взлета произведите тщательное статическое опробование двигателя при полностью открытой дроссельной заслонке.

При взлете с ВПП, покрытой гравием, увеличение мощности двигателя выполняйте медленным перемещением рычага управления двигателем. Это позволит самолету начать отрыв носового колеса до достижения высоких оборотов двигателя, и гравий будет относиться потоком воздуха в зону позади винта, а не втягиваться в него.

Установка закрылков: Нормальный взлет и взлет с коротким разбегом осуществляется при установке закрылков в положение 50 %. Допускается взлет с убранными закрылками (0 %), однако для такой конфигурации не оговорены эксплуатационные характеристики. Взлет с полностью отклоненными закрылками (100 %) не разрешается.

Для взлета с мягкого или неровного грунта закрылки устанавливаются в положение 50 %. Отрыв от земли происходит при опущенной хвостовой части самолета. Если впереди нет никаких препятствий, необходимо немедленно выровнять самолет, чтобы обеспечить разгон с целью увеличить скорость набора высоты.

При выполнении взлета в условиях сильного бокового ветра закрылки обычно устанавливаются в положение 50 %, с тем чтобы сразу после взлета свести к минимуму угол сноса. Полностью отклоните элероны в сторону ветра и разгоните самолет до скорости несколько выше нормальной, уменьшайте угол отклонения элеронов по мере увеличения скорости, после чего, получив разрешение, произведите отрыв носового колеса так, чтобы не допустить вероятное оседание назад на ВПП из-за сноса. После полного отрыва от земли выполните координированный разворот в сторону ветра для корректировки по углу сноса.

Примечание. Топливный насос должен работать (ON) в режиме ПОДКАЧКА (BOOST) при взлете и во время набора высоты как необходимо для подавления паров горячего или теплого топлива.

Нормальный взлет

1. Тормоза ..... ОТПУСТИТЬ
(Использовать только руль направления)

2. Рычаг управления двигателем ..... КРАЙНЕЕ ПЕРЕДНЕЕ ПОЛОЖЕНИЕ

3. Параметры работы двигателя ..... ПРОВЕРИТЬ

4. Руль высоты ..... ОТКЛОНИТЬ
плавно на скорости 70-73 KIAS

5. На скорости 80 KIAS, Закрылки ..... УБРАТЬ

Взлет с коротким разбегом

1. Закрылки ..... 50 %

2. Тормоза ..... УДЕРЖИВАТЬ

3. Рычаг управления двигателем ..... КРАЙНЕЕ ПЕРЕДНЕЕ ПОЛОЖЕНИЕ

4. Рабочая смесь.....Установить в требуемое положение

5. Параметры работы двигателя ..... ПРОВЕРИТЬ

6. Тормоза ..... ОТПУСТИТЬ
(Использовать только руль направления)

7. Руль высоты ..... ОТКЛОНИТЬ
плавно на скорости 70 KIAS

8. Скорость пролета над препятствиями ..... 78 KIAS

Набор высоты

Нормальный набор высоты выполняется с убранными закрылками (0 %) на режиме полной мощности двигателя со скоростью на 5–10 узлов больше, чем скорость при оптимальной скороподъемности. В этом диапазоне скоростей обеспечивается наилучшее сочетание летных характеристик, условий видимости и охлаждения двигателя.

Для обеспечения максимальной подъемности используйте скорости, соответствующие оптимальной скороподъемности, – они приведены на графике в Разд. 5. Если из-за наличия препятствий приходится выбирать более крутые углы подъема, необходимо выдерживать скорость, соответствующую оптимальному углу набора высоты.

Набор высоты со скоростью меньше скорости при оптимальной скороподъемности должен выполняться в течение короткого времени во избежание проблем с охлаждением двигателя.

1. Мощность для набора высоты ..... УСТАНОВИТЬ

2. Закрылки ..... УБЕДИТЬСЯ, ЧТО УБРАНЫ (UP)

3. Рабочая смесь ..... ОБЕДНИТЬ, как требуется для данной высоты

4. Параметры работы двигателя ..... ПРОВЕРИТЬ

5. Топливный насос ..... ВЫКЛЮЧИТЬ

Примечание. Для подавления паров топлива при наборе высоты может быть использован топливный насос. Если взлет произведен с горячим или теплым топливом, то на высоте более 6000 футов режим ПОДКАЧКА (BOOST) необходимо оставить включенным.

Крейсерский полет

Нормальный крейсерский полет выполняется на режиме в пределах 55–85 % мощности двигателя. Расход топлива, соответствующий положению рычага управления двигателем, в зависимости от высоты полета и температуры окружающего воздуха можно определить, используя данные для крейсерского режима полета, приведенные в Разд. 5.

Высота крейсерского полета выбирается на основе наиболее благоприятных ветровых условий и использования заданной мощности двигателя. Эти важные факторы необходимо принимать в расчет при каждом полете в целях снижения расхода топлива.

Примечание. Для обкатки двигателя выполняйте крейсерский полет как минимум с 75%-ной мощностью, пока общее время работы двигателя не составит по крайней мере 25 ч или не стабилизируется расход масла. Работа двигателя на этом повышенном режиме мощности обеспечивает должную притирку поршневых колец, она рекомендуется для новых двигателей и для двигателей, принятых в эксплуатацию после замены цилиндров или прошедших полный капитальный ремонт одного или более цилиндров.

1. Топливный насос ..... ВЫКЛЮЧИТЬ

Примечание. Топливный насос можно использовать для подавления паров топлива на крейсерском режиме.

2. Крейсерская мощность ..... УСТАНОВИТЬ

3. Рабочая смесь ..... ОБЕДНИТЬ, как требуется

4. Параметры работы двигателя ..... КОНТРОЛИРОВАТЬ

Примечание. Режим ПОДКАЧКА (BOOST) топливного насоса необходимо использовать для переключения выработки топлива с одного бака на другой. Если не включить топливный насос перед переключением баков, это может задержать повторный запуск двигателя в случае, если двигатель откажет из-за нехватки топлива.

5. Расход топлива и центровка ..... КОНТРОЛИРОВАТЬ

Обеднение рабочей смеси в крейсерском полете

Регулирование температуры выходящих газов (ТВГ) можно использовать как средство обеднения рабочей смеси в крейсерском полете.

Для режима «Оптимальная мощность» используйте 75%-ную или меньшую мощность. Для режима «Оптимальная экономичность» – 65 % мощности или менее. Чтобы отрегулировать качество рабочей смеси, обедните смесь до пикового значения ТВГ (EGT) как расчетной точки, после чего откорректируйте качество смеси до нужного уровня на основании данных, приведенных в следующей таблице:

Рабочая смесь	Температура выходящих газов
Для режима «Оптимальная мощность»	На 75 °F выше пикового значения ТВГ (EGT)
Для режима «Оптимальная экономичность»	На 50 °F ниже пикового значения ТВГ (EGT)

При определенных условиях на режиме «Оптимальная экономичность» могут появиться перебои в работе двигателя. В этом случае обогатите рабочую смесь как потребуется для восстановления ровной работы двигателя. После любого изменения высоты полета или положения рычага управления двигателем необходимо перепроверить показания указателя ТВГ (EGT).

Снижение

1. Высотомер ..... УСТАНОВИТЬ
2. Обогрев кабины/Удаление наледи ..... КАК ТРЕБУЕТСЯ
3. Посадочная фара ..... ВКЛЮЧИТЬ (ON)
4. Топливная система ..... ПРОВЕРИТЬ
5. Рабочая смесь ..... КАК ТРЕБУЕТСЯ
6. Давление в тормозной системе ..... ПРОВЕРИТЬ

Перед посадкой

1. Поясные и плечевые ремни кресел .... НАДЕЖНО ПРИСТЕГНУТЬ

2. Топливный насос ..... ПОДКАЧКА (BOOST)

3. Рабочая смесь ..... КАК ТРЕБУЕТСЯ

4. Закрылки ..... КАК ТРЕБУЕТСЯ

5. Автопилот ..... КАК ТРЕБУЕТСЯ

Посадка

ВНИМАНИЕ. Посадку необходимо производить с полностью выпущенными закрылками. Отклонение закрылков на меньший угол рекомендуется, только если их невозможно выпустить полностью из-за неисправности или в целях увеличения дальности планирования при сбоях в работе двигателя. Приземляйтесь с закрылками 50 или 0 %; используйте мощность двигателя для обеспечения нормальной глиссады и низкой вертикальной скорости снижения. Выравнивание перед посадкой должно быть минимальным.

Перед посадкой убедитесь, что ЦТ не находится в зоне ограничений по условиям посадки, обозначенной на графике диапазона центровок в Разд. 2. Обеспечьте запас времени полета для выработки топлива в количестве, достаточном, чтобы ЦТ переместился из указанной зоны.

Нормальная посадка

Нормальная посадка выполняется с полностью выпущенными закрылками, с использованием или без использования мощности двигателя. Скорость ветра у поверхности земли и турбулентность обычно являются главными факторами, определяющими наиболее удобную скорость захода на посадку.

Вообще говоря, приземление нужно выполнять при выключенном двигателе и на главное шасси – прежде всего для того, чтобы уменьшить скорость посадки и потребность дальнейшего торможения. Плавно опустите носовое колесо на полосу, как только скорость самолета уменьшится. Это особенно важно при посадке на неровный или мягкий аэродром.

Посадка с коротким пробегом

При выполнении посадки на короткий аэродром в условиях спокойной атмосферы выдерживайте скорость при заходе на посадку 77 KIAS с полностью выпущенными закрылками. Для выдерживания траектории полета по глиссаде используйте необходимую мощность двигателя (при наличии турбулентности скорость захода на посадку должна быть несколько выше). После пролета препятствий постепенно снижайте мощность двигателя и выдерживайте скорость захода на посадку, опуская нос самолета. Приземление нужно выполнять при выключенном двигателе и на главное шасси. Сразу после приземления опустите носовое колесо и по мере необходимости используйте торможение. Для максимальной эффективности тормозов уберите закрылки, удерживайте ручку управления в крайнем заднем положении и дайте максимальное давление в тормоза, не допуская возникновения юза.

Посадка при боковом ветре

Нормальная посадка при боковом ветре выполняется с полностью выпущенными закрылками. Избегайте продолжительного скольжения. После приземления сохраняйте движение по прямой, используя по мере необходимости руль направления и тормоза. Максимальная допустимая скорость при боковом ветре зависит от мастерства пилота, а также от ограничений, действующих для самолета. Было продемонстрировано выполнение посадки при ветре перпендикулярного направления 20 узлов.

Прерванная посадка/Уход на второй круг

При наборе высоты в случае прерванной посадки (ухода на второй круг) отключите автопилот, выберите режим максимальной мощности двигателя, после чего переставьте закрылки в положение 50 %. В случае пролета препятствий на втором круге производите набор высоты при скорости 75-80 KIAS с закрылками в положении 50 %. После пролета препятствия уберите закрылки и разгоните самолет до нормальной скорости набора высоты с убранными закрылками.

1. Автопилот ..... ОТКЛЮЧИТЬ

2. Рычаг управления двигателем ..... КРАЙНЕЕ ПЕРЕДНЕЕ ПОЛОЖЕНИЕ

3. Закрылки ..... 50 %

4. Воздушная скорость .....75–80 KIAS

После пролета над препятствием:

5. Закрылки ..... УБРАТЬ (UP)

После посадки

1. Рычаг управления двигателем ..... 1000 об/мин

2. Топливный насос ..... ВЫКЛЮЧИТЬ (OFF)

3. Закрылки ..... УБРАТЬ (UP)

4. Приемоответчик ..... РЕЗЕРВ (STBY)

5. Огни ..... КАК ТРЕБУЕТСЯ

6. Обогрев приемника ..... ВЫКЛЮЧИТЬ (OFF)
воздушного давления

Примечание. По мере замедления скорости пробега эффективность руля направления падает, и руление осуществляется путем дифференцированного торможения колес.

Останов

1. Топливный насос (если используется) ..... ВЫКЛЮЧИТЬ (OFF)

2. Рычаг управления двигателем ..... МАЛЫЙ ГАЗ (IDLE)

3. Замок зажигания ..... ЦИКЛ

ВНИМАНИЕ. Проследите, чтобы при проворачивании замка через положение ВЫКЛ (OFF) приостанавливалась работа двигателя. Если этого не происходит, нарушилось заземление одного или обоих магнето. Оставьте на воз-

душном винте хорошо заметную метку ОПАСНО (HOT) и немедленно обратитесь к персоналу по техническому обслуживанию самолета.

4. Рабочая смесь ..... ПЕРЕКРЫТЬ

5. Все выключатели ..... ВЫКЛЮЧИТЬ (OFF)

6. Магнето ..... ВЫКЛЮЧИТЬ (OFF)

7. Аварийный приводной передатчик (ELT) ..... Передать ОТБОЙ (LIGHT OUT)

Примечание. После жесткой посадки аварийный приводной передатчик может включиться. Если это предполагается, нажмите кнопку ПЕРЕУСТАНОВИТЬ (RESET).

8. Тормозные колодки, швартовочные приспособления, чехлы приемника воздушного давления ..... КАК ТРЕБУЕТСЯ

Сваливание

Характеристики сваливания самолета SR22 являются стандартными. Сваливание при неработающем двигателе может сопровождаться некоторым подпрыгиванием носа, если ручка управления полностью отклонена назад. При работающем двигателе и полностью отклоненной назад ручке управления для сваливания характерны сильные вертикальные провалы. Значения скоростей для режимов сваливания при неработающем двигателе и максимальном весе с передней и задней центровкой представлены в *Разд. 5 – Летные характеристики*.

В случаях сваливания на высоте в процессе медленного снижения скорости вы будете чувствовать слабый бафтинг планера, а на скорости больше, чем скорость сваливания на 5–10 узлов, услышите звук сирены предупредительной сигнализации. Обычно признаком сваливания является мягкое опускание носа самолета, при этом крыло легко удерживается в горизонтальном или наклонном положении с сохранением возможности координированного использова-

ния элеронов и руля направления. После срабатывания предупредительной сигнализации сваливания выход из этого режима обеспечивается немедленным снижением противодавления для выдерживания безопасной воздушной скорости, увеличением мощности (если необходимо) и разворотом крыла в горизонтальное положение путем координированного использования органов управления.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Необходимо проявлять предельное внимание, чтобы не допускать раскоординированного, форсированного или неправильного воздействия на органы управления на близком к сваливанию режиме, особенно на небольшой высоте от земли.

ВЛИЯНИЕ ОКРУЖАЮЩЕЙ СРЕДЫ

Эксплуатация в холодную погоду

Запуск двигателя

Если двигатель промерз, рекомендуется проворачивать воздушный винт рукой некоторое время, чтобы придать текучесть маслу. Эта процедура позволит уменьшить расход энергии аккумулятора в случае его использования для запуска двигателя.

Если двигатель подвергался воздействию температуры окружающего воздуха 20 °F (-7 °C) или ниже в течение 2 ч или дольше, рекомендуется использовать наземный подогреватель и запускать двигатель от источника аэродромного питания. Невыполнение предварительного подогрева промерзшего двигателя может привести к сгущению масла в двигателе, трубопроводах маслосистемы и радиаторе, что вызовет прекращение тока масла, вероятное внутреннее повреждение двигателя и, как следствие, его отказ.

Если после нескольких попыток двигатель не запустился или если снизилась интенсивность воспламенения, вероятной причиной этого может быть замерзание свечей зажигания. Перед следующей попыткой запуска двигатель необходимо предварительно подогреть.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Если двигатель самолета будет запускаться от аэродромного источника питания, проследите, чтобы в плоскости вращения воздушного винта не оказался кто-либо из персонала или соединительные провода.

ВНИМАНИЕ. Неправильный предварительный подогрев промерзшего двигателя может сделать его достаточно теплым для попытки запуска, но не приведет к уменьшению вязкости загустевшего масла в картере, трубопроводах, радиаторе, фильтре и т.п. Загустевшее масло в этих зонах требует существенного прогрева.

Двигатель, прогретый недостаточно глубоко, может запуститься и казаться работающим удовлетворительно, но, возможно, будет поврежден вследствие недостаточной смазки, так как нормальный ток масла через двигатель окажется заблокированным из-за повышенной вязкости масла. Степень повреждения двигателя может быть разной и не проявляться в течение многих часов. Тем не менее в случае серьезного повреждения отказ двигателя может произойти вскоре после установки режима высокой мощности. Правильное выполнение процедуры предусматривает подогрев всех частей двигателя. Струю горячего воздуха следует направлять непосредственно на картер и внешние трубопроводы масляной системы, а также на цилиндры, воздухозаборник и маслорадиатор. Поскольку слишком горячий воздух может повредить неметаллические компоненты двигателя, такие, как детали из композитных материалов, уплотнения, шланги и приводные ремни, не пытайтесь интенсифицировать процесс предварительного подогрева.

1. Замок зажигания ..... ВЫКЛЮЧИТЬ

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Проворачивая воздушный винт рукой, будьте крайне осторожны. Убедитесь, что замок зажигания находится в положении ВЫКЛ (OFF), ключи вынуты, и после этого действуйте так, как будто двигатель должен запуститься. Неплотный контакт или обрыв провода заземления любого магнето может вызвать пожар в двигателе.

2. Воздушный винт ..... ПРОВЕРНУТЬ рукой на несколько оборотов

3. Источник аэродромного ..... ПОДСОЕДИНИТЬ
питания (если имеется)

4. Тормоза ..... УДЕРЖИВАТЬ

5. Главные выключатели ..... ВКЛЮЧИТЬ (ON)
аккумуляторов (проверить напряжение)

6. Рабочая смесь ..... ПОЛНОЕ ОБОГАЩЕНИЕ

7. Рычаг управления двигателем ..... КРАЙНЕЕ
ПЕРЕДНЕЕ ПОЛОЖЕНИЕ

8. Топливный насос ..... ПРОКАЧКА (PRIME),
затем ПОДКАЧКА (BOOST)

Примечание. На самолетах с № 0002 по № 0278 перед доработками по эксплуатационному бюллетеню SB 22-73-01: При падении температуры окружающего воздуха до 20 °F, удерживайте выключатель топливного насоса в положении ПРОКАЧКА (PRIME) в течение 60-120 с перед запуском.

На самолетах с № 0002 по № 0278 после доработок по эксплуатационному бюллетеню SB 22-73-01 и с № 0279 и последующих: При падении температуры окружающего воздуха до 20 °F удерживайте выключатель топливного насоса в положении ПРОКАЧКА (PRIME) в течении 15 с перед запуском.

9. Зона воздушного винта ..... УБЕДИТЬСЯ,
ЧТО СВОБОДНА

10. Рычаг управления ..... ОТКРЫТЬ
двигателем на ¼ дюйма

11. Замок зажигания ..... СТАРТ (START)
(После запуска двигателя отпустить)

ВНИМАНИЕ. Каждый цикл прокрутки двигателя не должен превышать 20 с с перерывом в 20 с для охлаждения перед следующей прокруткой. Это продлит сроки службы аккумулятора и контактора.

12. Рычаг управления двигателем ..... НАЗАД (для поддержания 1000 об/мин)
13. Давление масла ..... ПРОВЕРИТЬ
14. Главные выключатели генераторов ..... ВКЛЮЧИТЬ (ON)
15. Выключатель питания РЭО ..... ВКЛЮЧИТЬ (ON)
16. Параметры работы двигателя ..... КОНТРОЛИРОВАТЬ
17. Аэродромное питание ..... ОТСОЕДИНИТЬ (если используется)
18. Амперметр/Показания ..... ПРОВЕРИТЬ
19. Проблесковые огни ..... ВКЛЮЧИТЬ (ON)

Эксплуатация в жаркую погоду

Не допускайте длительной работы двигателя на земле.

Примечание. Для запуска двигателя и выполнения взлета необходимо включить режим ПОДКАЧКА (BOOST) и сохранить этот режим во время набора высоты в целях подавления паров топлива, которые могут образовываться при жаркой погоде или после продолжительной работы двигателя в режиме малого газа.

ХАРАКТЕРИСТИКИ ПО ШУМУ / СНИЖЕНИЕ ШУМА

Сертифицированные уровни шума для самолета SR22 производства фирмы Cirrus Design, установленные согласно Авиационным правилам FAR 36, Прилож. G, приведены в следующей таблице:

Конфигурация	Действительный уровень шума	Максимально допустимый уровень шума
Трехлопастный воздушный винт Hartzel PHC-J3YF-1RF/F7694	83,65 дБ(А)	88,00 дБ(А)
Трехлопастный воздушный винт Hartzel PHC-J3YF-1RF/F7693DF	84,81 дБ(А)	88,00 дБ(А)
Трехлопастный воздушный винт McCauley D3A34C443/78CYA-0	83,15 дБ(А)	88,00 дБ(А)
Трехлопастный воздушный винт MT MTV-9-D/198-52	84,80 дБ(А)	88,00 дБ(А)

Федеральное управление гражданской авиации США (FAA) не сделало никаких специальных оговорок относительно того, являются ли приемлемыми или неприемлемыми указанные уровни шума на территории какого-либо аэропорта при прибытии или вылете самолета из этого аэропорта. Указанные уровни шума установлены для взлетного веса 3400 фунтов при частоте вращения двигателя 2700 об/мин.

Проявляемое в последнее время повышенное внимание к качеству экологии обязывает всех пилотов сводить к минимуму воздействие авиационного шума на население. Следование приведенным рекомендациям позволит максимально снизить влияние шума, производимого самолетом SR22, на окружающую среду.

Примечание. Не прибегайте к описанным процедурам снижения шума, если это входит в противоречие с разрешениями или инструкциями службы УВД, не соответствует метеоусловиям или приводит к снижению безопасности полета.

1. При выполнении полетов по правилам визуального полета (VFR) в зонах, особо чувствительных к воздействию шума, таких, как места проведения общественных мероприятий, парки и зоны отдыха, высота полета должна быть не менее 2000 футов от поверхности земли, даже если разрешены полеты на меньших высотах.
2. При вылете из аэропорта или при заходе на посадку в аэропорт избегайте продолжительного полета на малой высоте вблизи зон, особо чувствительных к шуму.

ЭКОНОМИЯ ТОПЛИВА

Минимальный расход топлива в крейсерском полете обеспечивается при использовании режима работы двигателя «Оптимальная экономичность», описанного в *«Крейсерском полете» (см. данный раздел)*

Раздел 5

ЛЕТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Раздел 5

ЛЕТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Содержание

Введение 5-3

Сопутствующие условия, ухудшающие
летные характеристики..... 5-4

Планирование полета 5-4

Пример расчета плана полета 5-5

Взлет 5-6

Набор высоты 5-7

Крейсерский полет 5-9

Потребное топливо 5-10

Посадка 5-11

Продемонстрированная
эксплуатационная температура 5-12

Калибровка воздушной скорости 5-13

Штатный источник статического давления 5-13

Калибровка воздушной скорости 5-14

Резервный источник статического давления 5-14

Коррекция высоты 5-15

Штатный источник статического давления 5-15

Коррекция высоты 5-16

Резервный источник статического давления 5-16

Таблица перевода температуры 5-17

Температура наружного воздуха
относительно условий МСА 5-18

Скорости сваливания 5-19

Составляющие ветра 5-20

Взлетная дистанция 5-21

Взлетная дистанция 5-23

Взлетная дистанция 5-24

Градиент набора высоты при взлете 5-25

Скороподъемность при взлете 5-26

Градиент набора высоты в полете по маршруту 5-27

Скороподъемность в полете по маршруту 5-28

Зависимость «скороподъемность в полете
по маршруту – высота по плотности»..... 5-29

Время, топливо и дистанция
набора высоты 5-30

Крейсерские характеристики 5-31

Крейсерские характеристики 5-32

Крейсерские характеристики 5-33

Зависимость
«дальность – продолжительность» полета 5-34

Зависимость
«дальность – продолжительность» полета 5-35

Зависимость
«дальность – продолжительность» полета 5-36

Градиент набора высоты при уходе на второй круг 5-37

Скороподъемность при уходе на второй круг 5-38

Посадочная дистанция 5-39

Посадочная дистанция 5-40

ВВЕДЕНИЕ

Представленные в настоящем разделе летные характеристики учитываются при планировании полетов, поэтому вы всегда будете знать, что ожидать от самолета при разных метеоусловиях и реальных условиях эксплуатации. Даны характеристики при взлете, наборе высоты и в крейсерском полете (включая дальность и продолжительность полета).

СОПУТСТВУЮЩИЕ УСЛОВИЯ, УХУДШАЮЩИЕ ЛЕТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Расчет представленных в настоящем разделе летных (эксплуатационных) характеристик выполнен на основе данных, полученных в реальных условиях испытательных полетов, при нормальном техническом состоянии самолета и двигателя и с использованием обычной техники пилотирования. Если специально не оговорено, то в примечаниях «Условия» при каждой таблице окружающие условия соответствуют стандартному дню (*См. Разд. 1).* Приемы установки закрылков в требуемое положение, также как и изменения режимов работы двигателя, для всех таблиц оговорены аналогично.

Приведенные в настоящем разделе графики представляют данные для температур окружающего воздуха от -20 °C (-4 °F) до 40 °C (104 °F). Если температура окружающего воздуха ниже, чем принятая для графика, используйте самую низкую температуру, показанную для расчета характеристики. Это приведет к более осторожным результатам расчета. **В случаях когда температура окружающего воздуха выше указанной на графике, будьте крайне осторожны, поскольку при более высоких температурах происходит резкое ухудшение летных характеристик.**

Все данные по расходу топлива в крейсерском полете основаны на использовании рекомендованного обеднения рабочей смеси, подробно рассмотренного в Разд. 4 – *Выполнение нормального полета*.

ПЛАНИРОВАНИЕ ПОЛЕТА

Таблицы летных характеристик в настоящем разделе представляют достаточную информацию для их предварительного вычисления с приемлемой точностью. Однако варьирование расхода топлива, приемов изменения качества рабочей смеси, условий работы двигателя и воздушного винта, а также других переменных составляющих реального полета может в совокупности изменить расчетную дальность и продолжительность полета на 10 % и более. Поэтому необходимо учитывать всю доступную информацию для предварительного расчета топлива, потребного для практического полета.

Кроме того, необходимо проверить, что метеоусловия, длина участка для взлета, скорость ветра, ожидаемая турбулентность и другие принятые в расчет условия, ухудшающие характеристики самолета, можно считать удовлетворительными, подходящими для безопасных полетов и соответствующими требованиям FAR или других предусмотренных регулятивных документов.

Примечание. Всегда, если позволяют обстоятельства, выбирайте из нижеприведенных графиков значения, которые наиболее соответствуют стабильному полету, чтобы обеспечить дополнительный резерв безопасности и возможностей преодоления каких-либо неожиданностей в полете.

ПРИМЕР РАСЧЕТА ПЛАНА ПОЛЕТА

В приведенном ниже примере использованы данные, взятые из графиков эксплуатационных характеристик и таблиц для предварительного определения параметров типичного полета.

Первым шагом в планировании полета является определение веса и центра тяжести самолета, а также учет информации о предстоящем полете. Для этого используются следующие известные данные:

Конфигурация самолета:

- Взлетный вес ..... 3400 фунтов
- Количество расходуемого топлива ..... 81 галл.

Условия взлета:

- Барометрическая высота аэродрома ..... 1750 футов
- Температура ..... 25 °C (МСА + 13 °C)
- Составляющая ветра вдоль ВПП ..... 11 узлов, встречный ветер
- Состояние ВПП ..... Сухая, ровная, с покрытием
- Длина аэродрома ..... 3000 футов

Крейсерский полет:

- Полная дальность ..... 560 морских миль
- Барометрическая высота ..... 6500 футов
- Температура ..... 20 °C (МСА* + 17 °C)
- Ожидаемая скорость ветра ..... 10 узлов, встречный ветер

Условия посадки:

- Барометрическая высота аэродрома ..... 2000 футов
- Температура ..... 20 °C (МСА* + 10 °C)
- Длина аэродрома ..... 3000 футов

Взлет

В таблице взлетных дистанций (Рис. 5-9) приведены значения длины разбега при взлете и горизонтальной дальности до точки достижения высоты 50 футов над поверхностью земли. Приведенные значения соответствуют условиям выполнения взлета с коротким разбегом.

Консервативные дистанции разбега можно подсчитать, пользуясь следующими в порядке возрастания табличными данными веса, высоты и температуры. Таким образом, в рассматриваемом примере должны быть использованы данные о дистанциях взлета при весе 3400 фунтов, барометрической высоте аэродрома 2000 футов и температуре 30 °C. Использование консервативных данных даст следующие результаты:

- Дистанция разбега ..... 1385 футов
- Полная дистанция пролета..... 2107 футов
  препятствий на высоте 50 футов

---

* МСА (ISA) – международная стандартная атмосфера.

Поскольку табличные данные о дистанциях взлета приведены для нулевого ветра, необходимо внести в расчет поправки для учета воздействия ветра. Пользуясь графиком составляющих ветра (Рис. 5-8), определите боковую и встречную (попутную) составляющие ветра на основании метеоданных.

Приняв в расчет скорость встречной составляющей ветра 11 узлов, получим следующие величины поправок:

- Поправка на встречный ветер ..... 9,2 %
  (10 % на каждые 12 узлов)
- Дистанция разбега при нулевом ветре ..... 1385 футов
- Уменьшение длины разбега ..... 127 футов
  (1385 футов x 0,092)
- Дистанция разбега с учетом поправки ..... 1258 футов
- Полная дистанция пролета ..... 2107 футов
  препятствий на высоте 50 футов
  при нулевом ветре
- Уменьшение полной дистанции ..... 194 фута
  (2107 футов x 0,092)
- Полная дистанция пролета ..... 1913 футов
  препятствий на высоте 50 футов
  с учетом поправки

Приведены и должны учитываться поправки для взлета с травяной и наклонной ВПП. Порядок расчета с учетом этих поправок – тот же, как и рассмотренный выше – для поправок на ветер – *см. Рис. 5-9*.

Набор высоты

В таблицах скороподъемности при взлете и в полете и градиентов набора высоты (Рис. 5-10…5-13) представлены их максимальные значения при различных условиях полета. Пользуясь таблицей, Рис. 5-14, можно определить время, количество топлива и дистанцию набора высоты от уровня моря до заданных Техническими условиями

барометрических высот. Чтобы определить значения этих параметров для внесения в план полета, их табличные значения необходимо вычесть из соответствующих значений для точки окончания набора высоты (крейсерской высоты). И в этом случае консервативные величины определяются путем использования в расчете следующего по порядку меньшего значения высоты начала подъема или следующего по порядку большего значения высоты окончания подъема. Используя в данном примере консервативные значения, получим следующие результаты:

Начало набора высоты
(от уровня моря до высоты 1750 футов):

- Время набора высоты ..... 0,7 мин
- Дистанция набора высоты ..... 1,0 морская миля
- Топливо ..... 0,3 галл.
  для набора высоты

Конец набора высоты
(от уровня моря до высоты 6500 футов):

- Время набора высоты ..... 6,0 мин
- Дистанция набора высоты ..... 10,5 морских миль
- Топливо ..... 2,4 галл.
  для набора высоты

Набор высоты (от 1750 до 6500 футов):

- Время набора высоты ..... 5,3 мин
  (конец 6,0 – начало 0,7)
- Дистанция набора высоты ..... 9,5 мор. миль
  (конец 10,5 – начало 1,0)
- Топливо ..... 2,1 галл.
  для набора высоты
  (конец 2,4 – начало 0,3)

Вышеприведенные величины соответствуют условиям стандартного дня и пригодны для большинства случаев составления плана полета. Тем не менее в результаты расчета можно ввести поправку, учитывающую влияние температуры на параметры набора высоты. Влияние температуры увеличивает значения времени, потребного количества топлива и дистанции набора высоты приблизительно на 10 % на каждые 10 °C относительно МСА. В нашем примере при +13 °C МСА поправка составит 13 %.

Количество топлива для набора высоты:

- Топливо для набора высоты ..... 2,1 галл. (стандартная температура)
- Увеличение количества топлива ..... 0,3 галл. с учетом действительной температуры (2,1 x 0,13)
- Скорректированное количество топлива .....2,4 галл. для набора высоты (2,1 + 0,3)

Дистанция набора высоты:

- Дистанция набора высоты ..... 9,5 мор. миль (стандартная температура)
- Увеличение дистанции набора ..... 1,2 мор. мили высоты с учетом действительной температуры (9,5 x 0,13)
- Скорректированная дистанция ..... 10,7 мор. миль набора высоты (9,5 + 1,2)

Крейсерский полет

Выбор высоты крейсерского полета должен основываться на летных характеристиках самолета, дальности путешествия и скорости ветра в полете. В данном примере использованы типичные значения высоты крейсерского полета и скорости ветра в полете. Мощность двигателя в крейсерском полете также выбирается исходя из крейсерских характеристик самолета (см. таблицу, Рис. 5-15) и данных таблицы, отражающей зависимость «дальность – продолжительность» полета (см. Рис. 5-16).

Взаимозависимость между мощностью двигателя, дальностью и продолжительностью полета показана в табличной форме на Рис. 5-16. Обратите внимание, что экономия топлива и дальность полета существенно улучшаются на режимах малой мощности двигателя.

Параметры крейсерского полета (Рис. 5-15) соответствуют высоте 6000 футов и температуре на 30 °C выше стандартной. Эти значения являются консервативными для планируемых условий полета в отношении барометрической высоты и температуры. При выбранной частоте вращения двигателя 2500 об/мин на режиме приблизительно 55%-ной мощности результаты расчета будут следующими:

- Мощность (MAP = 19,5) ..... 56 %
- Истинная воздушная скорость ..... 157 узлов
- Расход топлива на крейсерском режиме .....15,3 галл./ч

Потребное топливо

Общее потребное количество топлива на полет можно рассчитать, используя эксплуатационные данные на Рис. 5-14 и 5-15. В итоге крейсерская дистанция составит:

- Общая дальность полета ..... 560,0 мор. миль (принятая в расчете)
- Дистанция набора высоты ..... 10,7 мор. миль (табличное значение с учетом поправки)
- Крейсерская дистанция ..... 549,3 мор. мили (общая дальность – дистанция набора высоты)

Используя табличное значение истинной воздушной скорости из Рис. 5-15 и введя поправку на встречный ветер 10 узлов, получим ожидаемую путевую скорость, 147 узлов. Таким образом, время, потребное для крейсерского участка путешествия, составит:

- 549,3 мор. мили /147 узлов = 3,7 ч.

Потребное количество топлива для крейсерского полета:

- 3,7 ч x 15,3 галл./ч = 56,6 галл.

Из таблицы данных для крейсерского полета на высоте 6000 футов (см. Рис. 5-15) потребное резервное количество топлива для 45-минутного полета согласно правилам полета по приборам при 55%-ной мощности двигателя составит:

- 45/60 x 15,3 галл./ч = 11,5 галл.

Общее расчетное количество топлива на полет:

- Запуск двигателя, руление и взлет ..... 1,5 галл.
- Набор высоты ..... 2,4 галл.
- Крейсерский полет ..... 56,6 галл.
- Резерв ..... 11,5 галл.
- Общее потребное количество топлива ..... 72,0 галл.

В процессе полета можно выполнить более точный расчет времени и соответственно – потребного количества топлива для окончания путешествия с достаточным резервом после проверок путевой скорости.

Посадка

Порядок расчета посадочной дистанции в аэропорту назначения аналогичен порядку расчета взлетной дистанции. На Рис. 5-19 представлены значения посадочной дистанции при использовании техники посадки на короткий аэродром. Ниже приведены табличные значения посадочной дистанции для высоты 2000 футов при температуре 20 °C:

- Пробег ..... 1248 футов
- Общая посадочная дистанция ..... 2476 футов
  с пролетом препятствий
  на высоте 50 футов

Учесть влияние ветра можно, используя табличные поправки на встречный и попутный ветер, представленные в таблице посадочных параметров. Порядок расчета аналогичен описанному порядку расчета при взлете. Аналогичным образом можно ввести поправки на наклонную ВПП и поверхность, покрытую сухой травой.

Продемонстрированная эксплуатационная температура

На самолете SR22 было продемонстрировано удовлетворительное охлаждение двигателя при температуре наружного воздуха на 23 °C выше стандартной. Это значение не рассматривается как эксплуатационное ограничение. Эксплуатационные ограничения, касающиеся режимов работы двигателя, приведены в Разд. 2.

КАЛИБРОВКА ВОЗДУШНОЙ СКОРОСТИ

Штатный источник статического давления

Условия:

- Режим работы двигателя: горизонтальный полет или максимальный продолжительный, (меньший из них)

Пример:

Закрылки ..... 50 %

Приборная ..... 85 узлов
воздушная скорость

Индикаторная ..... 85 узлов
воздушная скорость

Примечание.
- Для указанных значений приборной воздушной скорости инструментальная погрешность принята равной нулю.
- KIAS – Приборная воздушная скорость (в узлах).
- KCAS – Индикаторная воздушная скорость (в узлах).

KIAS	KCAS		
	Закрылки 0 %	Закрылки 50 %	Закрылки 100 %
60			58
70		68	69
80	79	80	80
90	90	91	90
100	100	101	100
110	110	111	
120	121	121	
130	131		
140	142		
150	152		
160	162		
170	172		
180	183		
190	193		
200	203		

Рисунок 5-1

КАЛИБРОВКА ВОЗДУШНОЙ СКОРОСТИ

Резервный источник статического давления

Условия:

- Режим работы двигателя: горизонтальный полет или максимальный продолжительный (меньший из них)
- Обогрев, противообледенение и вентиляция ..... ВКЛ (ON)

Пример:

Закрылки ..... 50 %

Приборная воздушная скорость ..... 85 узлов

Индикаторная воздушная скорость ..... 86 узлов

Примечание.
- Для указанных значений приборной воздушной скорости инструментальная погрешность принята равной нулю.
- KIAS – Приборная воздушная скорость (в узлах).
- KCAS – Индикаторная воздушная скорость (в узлах).

KIAS	KCAS		
	Закрылки 0 %	Закрылки 50 %	Закрылки 100 %
60			62
70		71	73
80	80	81	82
90	90	91	92
100	100	101	101
110	110	111	
120	120	121	
130	130		
140	140		
150	150		
160	160		
170	170		
180	180		
190	190		
200	199		

Рисунок 5-2

КОРРЕКЦИЯ ВЫСОТЫ

Штатный источник статического давления

Условия полета:

- Режим работы двигателя: горизонтальный полет или максимальный продолжительный (меньший из них)

Пример:

Закрылки ..... 0 %

Приборная ..... 120 узлов
воздушная скорость

Выбранная ..... 12000 футов
высота полета

Поправка по высоте ..... -13 футов

Скорректирован- ..... 11987 футов
ная высота полета

Примечание.
- Для указанных значений приборной воздушной скорости инструментальная погрешность принята равной нулю.
- KIAS – Приборная воздушная скорость (в узлах).
- KCAS – Индикаторная воздушная скорость (в узлах).

Закрылки	Барометр. высота	ДОБАВЛЯЕМАЯ ПОПРАВКА ПО ВЫСОТЕ – ФУТЫ									
		Штатный источник статического давления – KIAS									
		60	70	80	90	100	120	140	160	180	200
0 %	УРОВЕНЬ МОРЯ		8	6	3	0	-9	-19	-31	-44	-56
	5000		10	7	4	0	-10	-23	-36	-51	-65
	10000		11	8	5	0	-12	-26	-42	-59	-76
	15000		13	10	5	0	-14	-31	-50	-70	-90
50 %	УРОВЕНЬ МОРЯ		14	3	-6	-12	-6				
	5000		17	4	-7	-14	-7				
	10000		19	4	-9	-17	-8				
100 %	УРОВЕНЬ МОРЯ	13	8	3	0	-1					
	5000	15	9	3	0	-1					
	10000	17	10	4	0	-2					

Рисунок 5-3

КОРРЕКЦИЯ ВЫСОТЫ

Резервный источник статического давления

Условия:

- Режим работы двигателя: горизонтальный полет или максимальный продолжительный (меньший из них)
- Обогрев, противообледенение и вентиляция ..... ВКЛ (ON)

Пример:

Закрылки ..... 0 %

Приборная воздушная скорость ..... 120 узлов

Выбранная высота полета ..... 12000 футов

Поправка по высоте ..... -4 фута

Скорректированная высота полета ..... 11996 футов

Примечание.
- Для указанных значений приборной воздушной скорости инструментальная погрешность принята равной нулю.
- KIAS – Приборная воздушная скорость (в узлах).
- KCAS – Индикаторная воздушная скорость (в узлах).

Закрылки	Барометр. высота	ДОБАВЛЯЕМАЯ ПОПРАВКА ПО ВЫСОТЕ – ФУТЫ									
		Штатный источник статического давления – KIAS									
		60	70	80	90	100	120	140	160	180	200
0 %	УРОВЕНЬ МОРЯ		1	0	-1	-1	-3	-3	-1	4	13
	5000		2	0	-1	-2	-3	-3	-1	5	15
	10000		2	1	-1	-2	-4	-4	-1	6	18
	15000		2	1	-1	-2	-4	-4	-1	7	21
50 %	УРОВЕНЬ МОРЯ		-7	-6	-5	-5	-9				
	5000		-8	-7	-6	-6	-10				
	10000		-9	-8	-7	-7	-12				
100 %	УРОВЕНЬ МОРЯ	-14	-17	-18	-16	-10					
	5000	-16	-20	-21	-19	-12					
	10000	-18	-23	-25	-22	-14					

Рисунок 5-4

ТАБЛИЦА ПЕРЕВОДА ТЕМПЕРАТУРЫ

Примечание.

- Чтобы перейти от шкалы Цельсия (°C) к шкале Фаренгейта (°F), найдите в затененной колонке таблицы число, обозначающее температуру по Цельсию (°C), которую нужно перевести в эквивалентную. Искомое значение температуры по Фаренгейту прочтите в колонке справа на той же строке.

  Пример: 38 °C = 100 °F.

- Чтобы перейти от шкалы Фаренгейта (°F) к шкале Цельсия (°C), найдите в затененной колонке таблицы число, обозначающее температуру по Фаренгейту (°F), которую нужно перевести в эквивалентную. Искомое значение температуры по Цельсию прочтите в колонке слева на той же строке.

  Пример: 38 °F = 3 °C.

Температура °C или °F			Температура °C или °F			Температура °C или °F		
°C		°F	°C		°F	°C		°F
-50	**-58**	-72	-17	**2**	36	17	**62**	144
-49	**-56**	-69	-16	**4**	39	18	**64**	147
-48	**-54**	-65	-14	**6**	43	19	**66**	151
-47	**-52**	-62	-13	**8**	46	20	**68**	154
-46	**-50**	-58	-12	**10**	50	21	**70**	158
-44	**-48**	-54	-11	**12**	54	22	**72**	162
-43	**-46**	-51	-10	**14**	57	23	**74**	165
-42	**-44**	-47	-9	**16**	61	24	**76**	169
-41	**-42**	-44	-8	**18**	64	26	**78**	172
-40	**-40**	-40	-7	**20**	68	27	**80**	176
-39	**-38**	-36	-6	**22**	72	28	**82**	180
-38	**-36**	-33	-4	**24**	75	29	**84**	183
-37	**-34**	-29	-3	**26**	79	30	**86**	187
-36	**-32**	-26	-2	**28**	82	31	**88**	190
-34	**-30**	-22	-1	**30**	86	32	**90**	194
-33	**-28**	-18	0	**32**	90	33	**92**	198
-32	**-26**	-15	1	**34**	93	34	**94**	201
-31	**-24**	-11	2	**36**	97	36	**96**	205
-30	**-22**	-8	3	**38**	100	37	**98**	208
-29	**-20**	-4	4	**40**	104	38	**100**	212
-28	**-18**	0	6	**42**	108	39	**102**	216
-27	**-16**	3	7	**44**	111	40	**104**	219
-26	**-14**	7	8	**46**	115	41	**106**	223
-24	**-12**	10	9	**48**	118	42	**108**	226
-23	**-10**	14	10	**50**	122	43	**110**	230
-22	**-8**	18	11	**52**	126	44	**112**	234
-21	**-6**	21	12	**54**	129	46	**114**	237
-20	**-4**	25	13	**56**	133	47	**116**	241
-19	**-2**	28	14	**58**	136	48	**118**	244
-18	**0**	32	16	**60**	140	49	**120**	248

Рисунок 5-5

ТЕМПЕРАТУРА НАРУЖНОГО ВОЗДУХА ОТНОСИТЕЛЬНО УСЛОВИЙ МСА (ISA)

Пример:

Барометрическая высота ..... 8000 футов
Температура наружного воздуха ..... 48 °F

Условия МСА ..... МСА + 10 °C

Барометрическая высота футы	МСА-40 °C		МСА-20 °C		МСА		МСА+10 °C		МСА+20 °C	
	°C	°F	°C	°F	°C	°F	°C	°F	°C	°F
Уровень моря	-25	-13	-5	23	15	59	25	77	35	95
1000	-27	-18	-7	18	13	54	23	72	33	90
2000	-29	-20	-9	16	11	52	21	70	31	88
3000	-31	-24	-11	12	9	48	19	66	29	84
4000	-33	-27	-13	9	7	45	17	63	27	81
5000	-35	-31	-15	5	5	41	15	59	25	77
6000	-37	-34	-17	2	3	38	13	56	23	74
7000	-39	-38	-19	-2	1	34	11	52	21	70
8000	-41	-42	-21	-6	-1	30	10	48	20	66
9000	-43	-45	-23	-9	-3	27	7	45	17	63
10000	-45	-49	-25	-13	-5	23	5	41	15	59
11000	-47	-52	-27	-16	-7	20	3	38	13	56
12000	-49	-56	-29	-20	-9	16	1	34	11	52
13000	-51	-59	-31	-23	-11	13	-1	31	9	49
14000	-53	-63	-33	-27	-13	9	-3	27	7	45
15000	-55	-67	-35	-31	-15	6	-5	23	5	41
16000	-57	-71	-37	-34	-17	2	-7	20	3	38
17000	-59	-75	-39	-38	-19	-2	-9	16	1	34
17500	-60	-76	-40	-40	-20	-3	-10	14	0	32

Рисунок 5-6

СКОРОСТИ СВАЛИВАНИЯ

Условия:

- Вес ..... 3400 фунтов
- Центровка ..... Известна
- Режим двигателя..... Малый газ
- Угол крена ..... Известен

Пример:

Закрылки ..... Убраны (0 %)
Угол крена..... 15°
Центровка .....Передняя

Скорость ..... 71 KIAS | 70 KCAS
сваливания

Примечание. • Потеря высоты при сваливании с горизонтальным положением крыла может составить 250 футов и более.

• Значения KIAS в момент сваливания, возможно, не будут точно совпадать с указанными в таблице.

Вес	Угол крена	СКОРОСТИ СВАЛИВАНИЯ					
		Закрылки 0 % (убраны полностью)		Закрылки 50 %		Закрылки 100 % (выпущены полностью)	
фунты	град.	KIAS	KCAS	KIAS	KCAS	KIAS	KCAS
3400 Предельн. передняя центровка (FWD C.G.)	0	70	69	67	64	59	59
	15	71	70	68	65	62	60
	30	75	74	72	69	66	64
	45	84	82	80	76	73	70
	60	99	97	95	90	87	84
3400 Предельн. задняя центровка (AFT C.G.)	0	68	67	66	62	61	59
	15	69	68	67	63	62	60
	30	73	72	71	67	65	63
	45	81	79	78	74	72	70
	60	96	94	93	88	86	83

Рисунок 5-7

СОСТАВЛЯЮЩИЕ ВЕТРА

Условия:
- Направление ВПП ..... 10°
- Направление ветра ..... 60°
- Скорость ветра ..... 15 узлов

Пример:
Ветер/угол наклона траектории полета ..... 50°
Поперечная составляющая ветра ..... 12 узлов
Встречная составляющая ветра ..... 10 узлов

Примечание. • Максимальная скорость поперечной составляющей ветра, зафиксированная при демонстрационном полете, – 20 узлов. Это значение не является эксплуатационным ограничением.

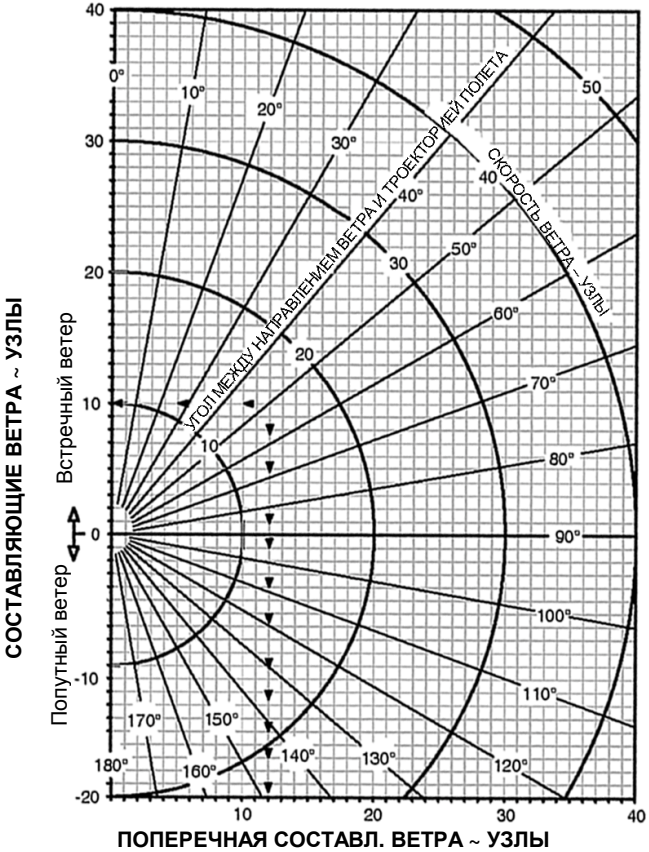


Рисунок 5-8

ВЗЛЕТНАЯ ДИСТАНЦИЯ

Условия:

- Ветер ..... Нулевой
- ВПП ..... Сухая, ровная, с покрытием
- Закрылки ..... 50 %
- Режим двигателя ..... Полный газ
- Рабочая смесь .....Табличное значение

Пример:

Температура ..... 20 °C наружного воздуха

Вес ..... 3400 фунтов

Барометрическая ..... 2000 футов высота

Встречный ветер ..... Нулевой

ВПП ..... Сухая с покрытием

Скорость отрыва ..... 72 KIAS

Скорость пролета ..... 78 KIAS препятствий

Длина разбега при взлете ... 1299 футов

Дистанция до точки ..... 1995 футов пролета препятствий на высоте 50 футов

Внешние факторы:

Для принятых условий полета в расчетное значение взлетной дистанции необходимо внести поправки, учитывающие влияние следующих факторов:

- Встречный ветер – Вычесть 10 % из расчетного значения на каждые 12 узлов встречного ветра.
- Попутный ветер – Добавить 10 % на каждые 2 узла попутного ветра – до 10 узлов.
- Сухая ВПП с травяным покрытием – Добавить 20 % к расчетной дистанции разбега.
- Влажная ВПП с травяным покрытием – Добавить 30 % к расчетной дистанции разбега.
- Наклонная ВПП – На каждый процент восходящего уклона ВПП увеличить табличные значения дистанции разбега: для уровня моря – на 22 %, для высоты 5000 футов – на 30 %, для высоты 10000 футов – на 43%. На каждый процент нисходящего уклона ВПП уменьшить табличные значения: для уровня моря – на 7 %, для высоты 5000 футов – на 10 %, для высоты 10000 футов – на 14 %.

ВНИМАНИЕ. Вышеприведенные поправки, учитывающие уклон ВПП, необходимо использовать в расчете. При вводе поправок следует помнить, что опубликованные данные по уклону ВПП относятся к полному уклону, от одного конца ВПП до другого. Многие ВПП имеют уклон с более крутыми или более пологими участками, чем опубликованный, что соответственно удлиняет или укорачивает табличный разбег при взлете.

- Если при даче газа тормоза не удерживаются включенными, длины разбега отсчитываются от момента завершения установки полного газа и полностью обогащенной рабочей смеси.
- Для полета при температуре наружного воздуха, ниже указанной в данной таблице, пользоваться данными, указанными для самой низкой температуры.
- Для полета при температуре наружного воздуха, выше указанной в данной таблице следует быть предельно внимательным.

ВЗЛЕТНАЯ ДИСТАНЦИЯ

ВЕС = 3400 фунтов

Скорость отрыва = 73 KIAS

Скорость пролета препятствий на высоте 50 футов = 78 KIAS

Закрылки – 50 %
Взлетный режим
Сухая ВПП с покрытием

Встречный ветер – Вычесть 10 % из расчетного значения на каждые 12 узлов встречного ветра.

Попутный ветер – Добавить 10 % на каждые 2 узла попутного ветра – до 10 узлов.

Наклонная ВПП: См. Внешние факторы

Сухая ВПП с травяным покр. – Добавить 20 % к расчетной дистанции разбега.

Влажная ВПП с травяным покр. – Добавить 30 % к расчетной дистанции разбега.

БАРОМЕТРИЧЕСКАЯ ВЫСОТА футы	ДИСТАНЦИЯ футы	ТЕМПЕРАТУРА ~ °C					
		0	10	20	30	40	МСА
Уровень моря	РАЗБЕГ	917	990	1067	1146	1229	1028
	50 футов	1432	1539	1650	1764	1883	1594
1000	РАЗБЕГ	1011	1092	1176	1264	1355	1117
	50 футов	1574	1691	1813	1939	2069	1728
2000	РАЗБЕГ	1116	1206	1299	1395	1496	1215
	50 футов	1732	1861	1995	2133	2276	1874
3000	РАЗБЕГ	1234	1332	1435	1542	1653	1323
	50 футов	1907	2049	2196	2349	2507	2035
4000	РАЗБЕГ	1365	1474	1588	1706	1829	1441
	50 футов	2102	2259	2422	2590	2764	2212
5000	РАЗБЕГ	1512	1633	1758	1889	2025	1572
	50 футов	2320	2493	2673	2858	3051	2407
6000	РАЗБЕГ	1676	1810	1950	2095	2245	1717
	50 футов	2564	2755	2953	3159	3371	2622
7000	РАЗБЕГ	1861	2009	2164	2325	2492	1877
	50 футов	2837	3048	3267	3494	3729	2859
8000	РАЗБЕГ	2068	2233	2405	2584	2770	2054
	50 футов	3142	3376	3619	3871	4131	3122
9000	РАЗБЕГ	2302	2485	2677	2875	3082	2250
	50 футов	3485	3744	4014	4293	4581	3412
10000	РАЗБЕГ	2564	2769	2982	3204	3434	2468
	50 футов	3870	4158	4457	4767	5088	3733

Рисунок 5-9 (лист 1 из 2)

ВЗЛЕТНАЯ ДИСТАНЦИЯ

ВЕС = 2900 фунтов
Скорость отрыва = 70 KIAS
Скорость пролета препятствий на высоте 50 футов = 74 KIAS

Закрылки – 50 %
Взлетный режим
Сухая ВПП с покрытием

Встречный ветер – Вычесть 10 % из расчетного значения на каждые 12 узлов встречного ветра.
Попутный ветер – Добавить 10 % на каждые 2 узла попутного ветра – до 10 узлов.
Наклонная ВПП: См. Внешние факторы
Сухая ВПП с травяным покр. – Добавить 20 % к расчетной дистанции разбега.
Влажная ВПП с травяным покр. – Добавить 30 % к расчетной дистанции разбега.

БАРОМЕТРИЧЕСКАЯ ВЫСОТА футы	ДИСТАНЦИЯ футы	ТЕМПЕРАТУРА ~ °C					
		0	10	20	30	40	МСА
УРОВЕНЬ МОРЯ	РАЗБЕГ	610	659	710	763	818	684
	50 футов	971	1043	1118	1195	1275	1080
1000	РАЗБЕГ	673	727	783	841	902	743
	50 футов	1066	1146	1228	1313	1401	1170
2000	РАЗБЕГ	743	802	864	929	995	809
	50 футов	1173	1260	1351	1444	1541	1269
3000	РАЗБЕГ	821	887	955	1026	1100	880
	50 футов	1292	1388	1487	1590	1697	1378
4000	РАЗБЕГ	908	981	1057	1135	1217	959
	50 футов	1424	1530	1639	1753	1871	1498
5000	РАЗБЕГ	1006	1086	1170	1257	1348	1046
	50 футов	1571	1688	1809	1935	2065	1630
6000	РАЗБЕГ	1116	1205	1298	1394	1494	1143
	50 футов	1736	1865	1999	2138	2281	1775
7000	РАЗБЕГ	1238	1337	1440	1547	1659	1249
	50 футов	1920	2063	2211	2365	2523	1936
8000	РАЗБЕГ	1376	1486	1601	1720	1843	1367
	50 футов	2127	2285	2449	2619	2795	2113
9000	РАЗБЕГ	1532	1654	1781	1914	2051	1498
	50 футов	2359	2534	2716	2904	3099	2309
10000	РАЗБЕГ	1707	1843	1985	2132	2285	1643
	50 футов	2619	2814	3016	3225	3441	2527

Рисунок 5-9 (лист 2 из 2)

ГРАДИЕНТ НАБОРА ВЫСОТЫ ПРИ ВЗЛЕТЕ

Условия:

- Режим ..... Полный газ
- Рабочая смесь ..... Табличное значение
- Закрылки ..... 50 %
- Воздушная скорость ..... Оптимальная скороподъемность

Пример:

Температура наружного воздуха ..... 20 °C

Вес ..... 3400 фунтов

Барометрическая высота ..... 4000 футов

Воздушная скорость набора высоты ..... 89 узлов

Градиент ..... 654 фут/мор. миля

Примечание.

- Приведенные в таблице значения градиента – это прирост высоты для пройденной горизонтальной дистанции, выраженный в футах на морскую милю.
- Для всех режимов взлета и набора высоты максимальная величина расхода топлива должна приниматься равной табличному значению.
- Набор высоты в крейсерском полете или кратковременный набор высоты допустим на режиме оптимальной мощности двигателя при условии, что высота полета и температура остаются в пределах табличных значений.
- При выполнении полета при температуре наружного воздуха ниже приведенной в таблице используйте данные, соответствующие самому низкому табличному значению температуры.
- При выполнении полета при температуре наружного воздуха выше приведенной в таблице следует быть предельно внимательным.

Вес	Барометрическая высота	Скорость набора высоты	ГРАДИЕНТ НАБОРА ВЫСОТЫ ~ фут/мор. миля				
			Температура ~ °C				МСА
фунты	футы	KIAS	-20	0	20	40	
3400	Уровень моря	91	939	896	853	811	864
	2000	90	834	793	75.2	711	770
	4000	89	734	694	654	615	680
	6000	88	638	600	561	524	594
	8000	87	546	509	472	436	510
	10000	86	458	422	387	353	431
2900	Уровень моря	91	1172	1122	1070	1019	1083
	2000	90	1049	1000	950	902	972
	4000	89	931	884	836	790	867
	6000	88	818	773	727	683	766
	8000	87	711	667	623	581	669
	10000	86	608	566	524	484	576

Рисунок 5-10

СКОРОПОДЪЕМНОСТЬ ПРИ ВЗЛЕТЕ

Условия:

- Режим ..... Полный газ
- Рабочая смесь ..... Табличное значение
- Закрылки ..... 50 %
- Воздушная скорость ..... Оптимальная скороподъемность

Пример:

Температура наружного воздуха ..... 10 °C

Вес ..... 3400 фунтов

Барометрическая высота ..... 6000 футов

Воздушная скорость набора высоты ..... 88 узлов

Скороподъемность..... 948 фут/мин

Примечание.

- Значения скороподъемности в нижеприведенной таблице – это изменение высоты в единицу затраченного времени, выраженное в футах в минуту.
- Для всех режимов взлета и набора высоты максимальная величина расхода топлива должна приниматься равной табличному значению.
- Набор высоты в крейсерском полете или кратковременный набор высоты допустим на режиме оптимальной мощности двигателя при условии, что высота полета и температура остаются в пределах табличных значений.
- При выполнении полета при температуре наружного воздуха ниже приведенной в таблице используйте данные, соответствующие самому низкому табличному значению температуры.
- При выполнении полета при температуре наружного воздуха выше приведенной в таблице следует быть предельно внимательным.

Вес	Барометрическая высота	Скорость набора высоты	СКОРОПОДЪЕМНОСТЬ ~ фут/мин				
			Температура ~ °C				МСА
фунты	футы	KIAS	-20	0	20	40	
3400	Уровень моря	91	1326	1317	1300	1277	1304
	2000	90	1214	1200	1179	1153	1189
	4000	89	1100	1082	1057	1028	1074
	6000	88	985	962	934	901	958
	8000	87	869	842	809	774	843
	10000	86	851	719	683	644	727
2900	Уровень моря	91	1646	1638	1621	1598	1626
	2000	90	1518	1505	1484	1457	1494
	4000	89	1389	1371	1346	1316	1363
	6000	88	1259	1236	1207	1172	1232
	8000	87	1128	1100	1066	1028	1101
	10000	86	995	962	924	883	971

Рисунок 5-11

ГРАДИЕНТ НАБОРА ВЫСОТЫ В ПОЛЕТЕ ПО МАРШРУТУ

Условия:

- Режим ..... Полный газ
- Рабочая смесь ..... Полное обогащение
- Закрылки ..... 0 % (полностью убраны)
- Воздушная скорость ..... Оптимальная скороподъемность

Пример:

Температура ..... 20 °C наружного воздуха

Вес ..... 3400 фунтов

Барометрическая ..... 4000 футов высота

Воздушная скорость ..... 98 узлов набора высоты

Градиент ..... 639 фут/мор. миля

Примечание.

- Приведенные в таблице значения градиента – это прирост высоты для пройденной горизонтальной дистанции, выраженный в футах на морскую милю.
- Для всех режимов взлета и набора высоты максимальная величина расхода топлива должна приниматься равной табличному значению.
- Набор высоты в крейсерском полете или кратковременный набор высоты допустим на режиме оптимальной мощности двигателя при условии, что высота полета и температура остаются в пределах табличных значений.
- При выполнении полета при температуре наружного воздуха ниже приведенной в таблице используйте данные, соответствующие самому низкому табличному значению температуры.
- При выполнении полета при температуре наружного воздуха выше приведенной в таблице следует быть предельно внимательным.

Вес	Барометрическая высота	Скорость набора высоты	ГРАДИЕНТ НАБОРА ВЫСОТЫ ~ фут/мор. миля				
			Температура ~ °C				МСА
фунты	футы	KIAS	-20	0	20	40	
3400	**Уровень моря**	101	911	867	823	781	834
	2000	100	813	771	729	689	748
	4000	98	720	679	639	600	665
	6000	97	630	590	552	515	584
	8000	96	544	505	468	433	507
	10000	95	461	424	388	354	433
	12000	94	381	346	312	279	361
	14000	93	304	271	238	207	292
	16000	92	231	199	168	139	226
2900	**Уровень моря**	101	1130	1078	1026	975	1039
	2000	100	1015	965	915	867	937
	4000	98	905	857	809	763	840
	6000	97	800	753	708	664	746
	8000	96	699	654	611	569	656
	10000	95	603	560	518	478	570
	12000	94	610	469	429	391	487
	14000	93	422	382	344	308	407
	16000	92	337	299	263	229	331

Рисунок 5-12

СКОРОПОДЪЕМНОСТЬ В ПОЛЕТЕ ПО МАРШРУТУ

Условия:

- Режим ..... Полный газ
- Рабочая смесь ..... Как требуется
- Закрылки ..... 0 % (полностью убраны)
- Воздушная скорость ..... Оптимальная скороподъемность

Пример:

Температура наружного воздуха ..... 10 °C

Вес ..... 3400 фунтов

Барометрическая высота ..... 6000 футов

Воздушная скорость набора высоты ..... 97 узлов

Скороподъемность ..... 1030 фут/мин

Примечание.

- Приведенные в таблице значения скороподъемности – это изменение высоты в футах в единицу времени, выраженное в футах в минуту.
- Для всех режимов взлета и набора высоты максимальная величина расхода топлива должна приниматься равной табличному значению.
- Набор высоты в крейсерском полете или кратковременный набор высоты допустим на режиме оптимальной мощности двигателя при условии, что высота полета и температура остаются в пределах табличных значений.
- При выполнении полета при температуре наружного воздуха ниже приведенной в таблице используйте данные, соответствующие самому низкому табличному значению температуры.
- При выполнении полета при температуре наружного воздуха выше приведенной в таблице следует быть предельно внимательным.

Вес	Барометрическая высота	Скорость набора высоты	СКОРОПОДЪЕМНОСТЬ ~ фут/мин				
			Температура ~ °C				МСА
фунты	футы	KIAS	-20	0	20	40	
3400	Уровень моря	101	1428	1414	1392	1366	1398
	2000	100	1311	1292	1267	1238	1279
	4000	98	1193	1170	1141	1108	1160
	6000	97	1074	1046	1013	977	1041
	8000	96	953	921	884	845	922
	10000	95	830	794	754	712	803
	12000	94	706	666	623	577	684
	14000	93	581	537	490	441	565
	16000	92	454	406	355	303	446
2900	Уровень моря	101	1761	1748	1726	1698	1732
	2000	100	1629	1610	1584	1552	1596
	4000	98	1494	1471	1441	1405	1461
	6000	97	1359	1331	1296	1257	1326
	8000	96	1222	1189	1151	1108	1191
	10000	95	1084	1046	1004	958	1056
	12000	94	945	902	855	806	921
	14000	93	804	757	706	653	787
	16000	92	662	610	556	499	653

Рисунок 5-13

ЗАВИСИМОСТЬ «СКОРОПОДЪЕМНОСТЬ В ПОЛЕТЕ ПО МАРШРУТУ – ВЫСОТА ПО ПЛОТНОСТИ»

Условия:

- Режим ..... Полный газ
- Рабочая смесь ..... По таблице в Разд. 4 – Расход топлива на режиме максимальной мощности
- Закрылки ..... 0 % (полностью убраны)
- Воздушная скорость ..... Оптимальная скороподъемность

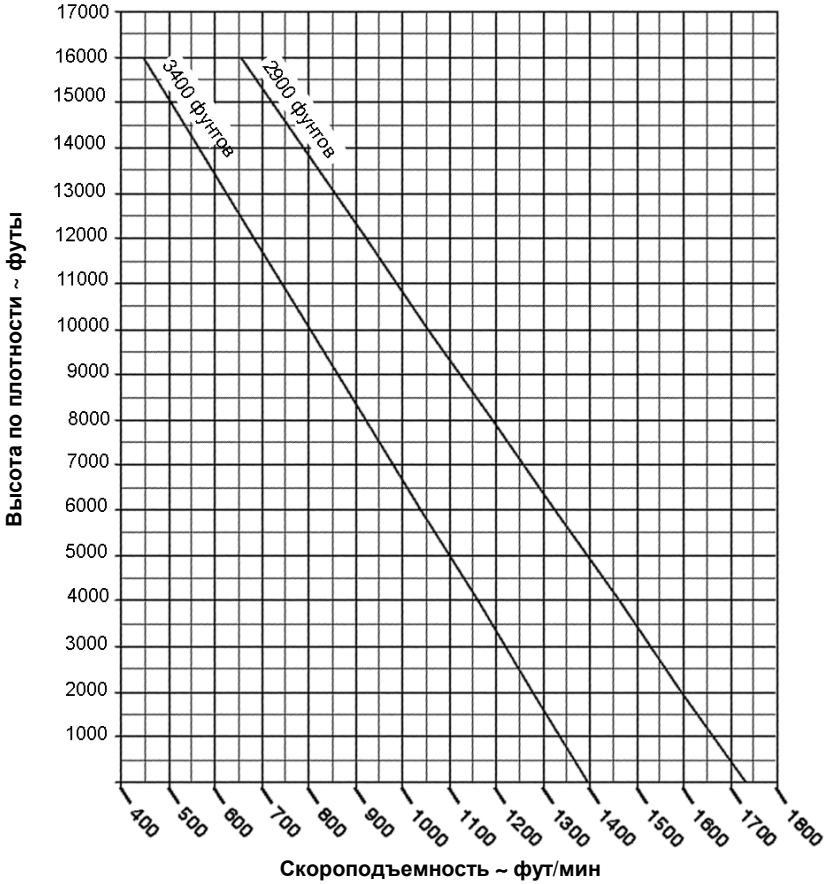


Рисунок 5-14

ВРЕМЯ, ТОПЛИВО И ДИСТАНЦИЯ НАБОРА ВЫСОТЫ

Условия:

- Режим ..... Полный газ
- Рабочая смесь ..... По таблице в Разд. 4
- Плотность топлива..... 6,0 фунт/галл.
- Вес .....3400 фунтов
- Ветер .....Нулевой
- Скорость набора высоты ..... Известна

Пример:

Температура ..... МСА наружного воздуха
Вес ..... 3400 фунтов
Барометрическая ..... 1000 футов высота аэропорта
Барометрическая высота .....12000 футов

Время набора высоты ..... 11,3 мин
Топливо для набора высоты ..... 5,6 галл.
Дистанция набора высоты .....20,5 мор. миль

Внешние факторы:

- Топливо для руления – Добавить 1,5 галл. для старта, руления и взлета.
- Температура – Добавить 10 % к расчетным значениям на каждые 10 ºС выше стандартной.
- Для всех режимов взлета и набора высоты максимальная величина расхода топлива должна приниматься равной табличному значению.
- Набор высоты в крейсерском полете или кратковременный набор высоты допустим на режиме оптимальной мощности двигателя при условии, что высота полета и температура остаются в пределах табличных значений.

Барометрическая высота	Темпер. наруж. возд. (МСА)	Скорость набора высоты	Скороподъемность	ВРЕМЯ, ТОПЛИВО, ДИСТАНЦИЯ ~ от уровня моря		
футы	ºC	KIAS	фут/мин	Время мин	Топливо галлоны США	Дистанция мор. мили
Уровень моря	**15**	101	1398	0,0	0,0	0,0
1000	**13**	100	1339	0,7	0,3	1,0
2000	**11**	100	1279	1,5	0,7	2,5
3000	**9**	99	1220	2,5	1,0	4,0
4000	**7**	98	1160	3,0	1,3	5,5
5000	**5**	97	1101	4,0	1,7	7,0
6000	**3**	97	1041	5,0	2,0	8,5
7000	**1**	96	982	6,0	2,4	10,5
8000	**-1**	96	922	7,0	2,7	12,0
9000	**-3**	95	863	8,0	3,1	14,5
10000	**-5**	95	803	9,5	3,5	16,5
11000	**-7**	94	744	10,5	3,9	19,0
12000	**-9**	94	684	12,0	4,4	21,5
13000	**-11**	93	625	13,5	4,8	24,5
14000	**-13**	93	565	15,0	5,3	28,0
15000	**-15**	92	506	17,0	5,8	31,5
16000	**-17**	92	446	19,0	6,4	35.5
17000	**-19**	91	387	21,5	7,1	40.0
17500	**-20**	91	357	24,0	7,8	45.5

Рисунок 5-15

КРЕЙСЕРСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Условия:

- Рабочая смесь .....Оптимальная мощность
- Крейсерский вес ..... 2900 фунтов
- Ветер .....Нулевой

Примечание. Если сняты обтекатели носового колеса, вычтете 10 KTAS. Если сняты обтекатели колес носового и главного шасси, уменьшите KTAS на 10 %.

Крейсерская мощность выше 85 % не рекомендуется.

Пример:

Температура наружного воздуха ..... 29 °C

Мощность .....2700 об/мин

Крейсер. барометр. высота .....8000 футов

Режим (давл. колл. 24,0 MAP) .....75 %

Истинная возд. скорость .....178 узлов

Расход топлива .....17,7 галл/ч

Барометрическая высота 2000 футов

		MCA - 30 °C (-19 °C)			MCA (11 °C)			MCA + 30 °C (41 °C)		
об/ мин	Давл. колл.	Мощн.	KTAS	галл/ч	Мощн.	KTAS	галл/ч	Мощн.	KTAS	галл/ч
2700	**27,4**	103%	186	24,6	98%	186	23,3	93%	181	22,0
2600	**27,4**	99%	183	23,5	94%	183	22,2	89%	178	21,5
2500	**27,4**	93%	179	22,1	88%	179	20,9	84%	174	20,8
2500	**26,4**	89%	176	21,1	84%	176	19,9	80%	171	20,2
2500	**25,4**	84%	173	20,0	80%	173	19,0	76%	168	19,5
2500	**24,4**	80%	170	19,0	76%	170	18,0	72%	165	18,8
2500	**23,4**	76%	167	18,0	72%	167	17,0	68%	162	18,1

Барометрическая высота 4000 футов

		MCA - 30 °C (-23 °C)			MCA (7 °C)			MCA + 30 °C (37 °C)		
об/ мин	Давл. колл.	Мощн.	KTAS	галл/ч	Мощн.	KTAS	галл/ч	Мощн.	KTAS	галл/ч
2700	**25,4**	96%	185	22,9	91%	185	21,6	87%	180	20,8
2600	**25,4**	92%	182	21,9	87%	182	20,7	83%	177	20,6
2500	**25,4**	87%	178	20,6	82%	178	19,5	78%	173	19,9
2500	**24,4**	82%	175	19,5	78%	175	18,5	74%	170	19,2
2500	**23,4**	78%	172	18,5	74%	172	17,5	70%	167	18,5
2500	**22,4**	73%	169	17,4	69%	169	16,5	66%	163	17,7
2500	**21,4**	69%	165	16,4	65%	165	15,5	62%	159	16,9

Барометрическая высота 6000 футов

		MCA - 30 °C (-27 °C)			MCA (3 °C)			MCA + 30 °C (33 °C)		
об/ мин	Давл. колл.	Мощн.	KTAS	галл/ч	Мощн.	KTAS	галл/ч	Мощн.	KTAS	галл/ч
2700	**23,5**	89%	184	21,2	85%	184	20,1	81%	179	19,6
2600	**23,5**	85%	181	20,3	81%	181	19,2	77%	176	19,1
2500	**23,5**	80%	177	19,1	76%	177	18,1	72%	172	18,3
2500	**22,5**	76%	174	18,1	72%	174	17,1	68%	169	17,6
2500	**21,5**	72%	170	17,0	68%	170	16,1	64%	165	16,9
2500	**20,5**	67%	166	15,9	64%	166	15,1	60%	161	16,1
2500	**19,5**	63%	162	14,9	59%	162	14,1	56%	157	15,3

Рисунок 5-16 (лист 1 из 3)

КРЕЙСЕРСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Барометрическая высота 8000 футов										
		МСА - 30 °C (-31 °C)			МСА (-1 °C)			МСА + 30 °C (29 °C)		
об/ мин	Давл. колл.	Мощн.	KTAS	галл/ч	Мощн.	KTAS	галл/ч	Мощн.	KTAS	галл/ч
2700	**21,7**	83%	183	19,7	78%	183	18,6	75%	178	17,7
2600	**21,7**	79%	180	18,8	75%	180	17,8	71%	175	17,0
2500	**21,7**	75%	176	17,7	71%	176	16,8	67%	171	16,0
2500	**20,7**	70%	172	16,7	66%	172	15,8	63%	167	15,0
2500	**19,7**	66%	168	15,6	62%	168	14,8	59%	163	14,0
2500	**18,7**	61%	163	14,5	58%	163	13,8	55%	158	13,1
2500	**17,7**	57%	159	13,5	54%	159	12,8	51%	153	12,1

Барометрическая высота 10000 футов										
		МСА - 30 °C (-35 °C)			МСА (-5 °C)			МСА + 30 °C (25 °C)		
об/ мин	Давл. колл.	Мощн.	KTAS	галл/ч	Мощн.	KTAS	галл/ч	Мощн.	KTAS	галл/ч
2700	**20,0**	77%	182	18,2	73%	182	17,3	69%	176	16,4
2600	**20,0**	71%	177	17,0	68%	177	16,1	64%	172	15,3
2500	**20,0**	67%	173	16,0	64%	173	15,1	61%	167	14,4
2500	**19,0**	63%	168	14,9	59%	168	14,1	56%	163	13,4
2500	**18,0**	58%	163	13,8	55%	163	13,1	52%	158	12,5
2500	**17,0**	54%	158	12,8	51%	158	12,1	48%	153	11,5

Барометрическая высота 12000 футов										
		МСА - 30 °C (-39 °C)			МСА (-9 °C)			МСА + 30 °C (21 °C)		
об/ мин	Давл. колл.	Мощн.	KTAS	галл/ч	Мощн.	KTAS	галл/ч	Мощн.	KTAS	галл/ч
2700	**18,5**	71%	180	16,9	67%	180	16,0	64%	175	15,2
2600	**18,5**	68%	177	16,2	64%	177	15,3	61%	172	14,5
2500	**18,5**	64%	173	15,2	60%	173	14,4	58%	167	13,7
2500	**17,5**	59%	168	14,1	56%	168	13,4	53%	162	12,7
2500	**16,5**	55%	162	13,0	52%	162	12,3	49%	157	11,7
2500	**15,5**	50%	156	12,0	48%	156	11,3	45%	151	10,8

Барометрическая высота 14000 футов										
		МСА - 30 °C (-43 °C)			МСА (-13 °C)			МСА + 30 °C (17 °C)		
об/ мин	Давл. колл.	Мощн.	KTAS	галл/ч	Мощн.	KTAS	галл/ч	Мощн.	KTAS	галл/ч
2700	**17,1**	66%	178	15,6	62%	178	14,8	59%	173	14,1
2600	**17,1**	63%	175	14,9	60%	175	14,1	57%	170	13,5
2500	**17,1**	59%	171	14,1	56%	171	13,3	53%	165	12,7
2500	**16,1**	55%	165	13,0	52%	165	12,3	49%	159	11,7
2500	**15,1**	50%	159	11,9	47%	159	11,2	45%	153	10,7

Рисунок 5-16
(лист 2 из 3)

КРЕЙСЕРСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Барометрическая высота 16000 футов										
		МСА - 30 °C (-47 °C)			МСА (-17 °C)			МСА + 30 °C (13 °C)		
об/ мин	Давл. колл.	Мощн.	KTAS	галл/ч	Мощн.	KTAS	галл/ч	Мощн.	KTAS	галл/ч
2700	15,8	61%	176	14,5	58%	176	13,7	55%	171	13,0
2600	15,8	58%	173	13,8	55%	173	13,1	52%	167	12,5
2500	15,8	55%	168	13,0	52%	168	12,3	49%	163	11,7
2500	14,8	50%	162	11,9	47%	162	11,3	45%	156	10,7

Барометрическая высота 17000 футов										
		МСА - 30 °C (-49 °C)			МСА (-19 °C)			МСА + 30 °C (9 °C)		
об/ мин	Давл. колл.	Мощн.	KTAS	галл/ч	Мощн.	KTAS	галл/ч	Мощн.	KTAS	галл/ч
2700	15,2	59%	175	13,9	55%	175	13,2	53%	169	12,5
2600	15,2	56%	171	13,3	53%	171	12,6	50%	166	12,0
2500	15,2	53%	167	12,5	50%	167	11,9	47%	162	11,3
2500	14,2	48%	160	11,4	45%	160	10,8	43%	155	10,3

Рисунок 5-16
(лист 3 из 3)

ЗАВИСИМОСТЬ «ДАЛЬНОСТЬ – ПРОДОЛЖИТЕЛЬНОСТЬ» ПОЛЕТА

Условия:

- Вес ..... 3400 фунтов
- Температура ..... Стандартный день
- Ветер .....Нулевой
- Рабочая смесь ..... Оптимальная экономичность
- Общее колич. топлива ..... 81 галл.

Пример:

Режим двигателя ..... 75 %
Барометр. высота при взлете ..... 2000 футов
Крейсерская барометр. высота ..... 6000 футов

Топливо для набора высоты ..... 2,0 галл.
Крейсерский расход топлива..... 17,8 галл/ч
Продолжительность полета ..... 3,9 ч
Дальность полета..... 689 мор. миль
Истинная возд. скорость.....177 узлов

Примечание.

- Остаток топлива для выполнения полета на крейсерском режиме равен общему объему расходуемого топлива в 81,0 галлона за вычетом топлива на набор высоты, запаса объемом в 9,8 галлона для 45-минутного полета по ППП на режиме 47 %-ной мощности (МСА и 10000 футов бар. выс.), топлива на снижение, а также топлива, расходуемого перед взлетом.
- Дальность и продолжительность полета даны с учетом снижения в конечном пункте назначения с воздушной скоростью 178 KIAS и вертикальной скоростью 500 фут/мин.
- При снятом обтекателе носового колеса дальность полета уменьшается на 5 %.
- При снятых обтекателях колес носового и главного шасси дальность полета уменьшается на 15 %.

МОЩНОСТЬ 75 %						Рабочая смесь = Режим оптимальной мощности	
Барометрическая высота футы	Топливо для набора высоты галлоны	Топливо, остающееся для крейсерского полета галлоны	Воздушная скорость KTAS	Расход топлива галл/ч	Продолжительность полета часы	Дальность полета мор. мили	Удельная дальность мор. мили/галл.
Уровень моря	0,0	70,8	166	17,8	4,0	661	9,3
2000	0,7	69,0	170	17,8	3,9	670	9,6
4000	1,3	67,2	173	17,8	3,9	680	9,8
6000	2,0	65,3	177	17,8	3,9	689	10,0
8000	2,7	63,5	180	17,8	3,8	700	10,3

Рисунок 5-17
(лист 1 из 3)

ЗАВИСИМОСТЬ «ДАЛЬНОСТЬ – ПРОДОЛЖИТЕЛЬНОСТЬ» ПОЛЕТА

МОЩНОСТЬ 65%						Рабочая смесь = Режим оптимальной мощности	
Барометрическая высота футы	Топливо для набора высоты галлоны	Топливо, остающееся для крейсерского полета галлоны	Воздушная скорость KTAS	Расход топлива галл/ч	Продолжительность полета часы	Дальность полета мор. мили	Удельная дальность мор. мили/галл.
Уровень моря	0,0	70,8	158	15,4	4,6	725	10,3
2000	**0,7**	69,0	161	15,4	4,5	735	10,5
4000	**1,3**	67,2	165	15,4	4,5	745	10,7
6000	**2,0**	65,3	168	15,4	4,5	755	11,0
8000	**2,7**	63,5	171	15,4	4,4	765	11,2
10000	**3,5**	61,6	174	15,4	4,4	775	11,5
12000	**4,4**	59,8	178	15,4	4,3	785	11,8

МОЩНОСТЬ 55 %						Рабочая смесь = Режим оптимальной мощности	
Барометрическая высота футы	Топливо дл набора высоты галлоны	Топливо, остающееся для крейсерского полета галлоны	Воздушная скорость KTAS	Расход топлива галл/ч	Продолжительность полета часы	Дальность полета мор, мили	Удельная дальность мор, мили/галлон
Уровень моря	**0,0**	70,8	149	13,1	5,4	806	11,4
2000	**0,7**	69,0	152	13,1	5,4	815	11,6
4000	**1,3**	67,2	154	13,1	5,3	825	11,9
6000	**2,0**	65,3	157	13,1	5,3	835	12,2
8000	**2,7**	63,5	160	13,1	5,2	845	12,4
10000	**3,5**	61,6	163	13,1	5,1	856	12,7
12000	**4,4**	59,8	166	13,1	5,1	865	13,0
14000	**5,3**	57,8	169	13,1	5,0	875	13,4

Рисунок 5-17
(лист 2 из 3)

ЗАВИСИМОСТЬ «ДАЛЬНОСТЬ – ПРОДОЛЖИТЕЛЬНОСТЬ» ПОЛЕТА

МОЩНОСТЬ 55 %					Рабочая смесь = Режим оптимальной экономичности		
Барометрическая высота	Топливо для набора высоты	Топливо, остающееся для крейсерского полета	Воздушная скорость	Расход топлива	Продолжительность полета	Дальность полета	Удельная дальность
футы	галлоны	галлоны	KTAS	галл/ч	часы	мор. мили	мор. мили/галлон
Уровень моря	0,0	70,8	149	11,3	6,2	930	13,1
2000	0,7	69,0	152	11,3	6,2	941	13,4
4000	1,3	67,2	154	11,3	6,1	951	13,7
6000	2,0	65,3	157	11,3	6,1	962	14,0
8000	2,7	63,5	160	11,3	6,0	974	14,3
10000	3,5	61,6	163	11,3	5,9	985	14,6
12000	4,4	59,8	166	11,3	5,9	995	15,0
14000	5,3	57,8	169	11,3	5,8	1006	15,4

Рисунок 5-17
(лист 3 из 3)

ГРАДИЕНТ НАБОРА ВЫСОТЫ ПРИ УХОДЕ НА ВТОРОЙ КРУГ

Условия:

- Режим ..... Полный газ
- Рабочая смесь ..... Табличное значение
- Закрылки ..... 100 % (полностью выпущены)
- Воздушная скорость ..... V_{REF}

Пример:

Температура ..... 20 °C наружного воздуха

Вес ..... 3400 фунтов

Барометрическая высота ..... 4000 футов

Воздушная скорость ..... 77 узлов набора высоты

Скороподъемность ..... 633 фут/мор. Миля

Примечание.

- Приведенные в таблице значения градиента набора высоты при уходе на второй круг – это прирост высоты для горизонтальной дистанции, выраженный в футах на морскую милю.
- При выполнении полета при температуре наружного воздуха ниже приведенной в таблице используйте данные, соответствующие самому низкому табличному значению температуры.
- При выполнении полета при температуре наружного воздуха выше приведенной в таблице следует быть предельно внимательным.
- Представленные в данной таблице значения соответствуют сертификационным требованиям. Тем не менее эти параметры можно существенно улучшить при наборе высоты со скоростью, соответствующей оптимальной скороподъемности с выпущенными закрылками, или при выполнении процедуры «Прерванная посадка / Уход на второй круг» (см. Разд. 4).

Вес	Барометрическая высота	Воздушная скорость при наборе высоты	ГРАДИЕНТ НАБОРА ВЫСОТЫ ~ фут/мор. миля					Опт. скороподъемность
			Температура ~ °C					
фунты	футы	KIAS	-20	0	20	40	MCA	KIAS
3400	Уровень моря	77	834	835	823	803	827	80
	2000	77	750	744	728	704	736	80
	4000	77	666	654	633	604	648	78
	6000	77	581	564	537	504	560	78
	8000	77	496	472	440	402	473	77
	10000	77	409	379	341	296	387	77
2900	Уровень моря	77	1069	1070	1056	1032	1060	
	2000	77	969	962	942	914	953	
	4000	77	869	855	829	796	847	
	6000	77	789	747	716	677	743	
	8000	77	668	639	602	556	641	
	10000	77	565	529	484	432	639	

Рисунок 5-18

СКОРОПОДЪЕМНОСТЬ ПРИ УХОДЕ НА ВТОРОЙ КРУГ

Условия:

- Режим ..... Полный газ
- Рабочая смесь ..... Табличное значение
- Закрылки ..... 100 % (полностью выпущены)
- Воздушная скорость ..... V_{REF} набора высоты

Пример:

Температура ..... 20 °C наружного воздуха

Вес ..... 3400 фунтов

Барометрическая высота ..... 4000 футов

Воздушная скорость ..... 77 узлов набора высоты

Скороподъемность ..... 878 фут/мор. миля

Примечание.

- Приведенные в таблице значения скороподъемности при уходе на второй круг – это изменение высоты для самолета с выпущенными закрылками в единицу времени, выраженное в футах в минуту.
- При выполнении полета при температуре наружного воздуха ниже приведенной в таблице используйте данные, соответствующие самому низкому табличному значению температуры.
- При выполнении полета при температуре наружного воздуха выше приведенной в таблице следует быть предельно внимательным.
- Представленные в данной таблице значения соответствуют сертификационным требованиям. Тем не менее эти параметры можно существенно улучшить при наборе высоты со скоростью, соответствующей оптимальной скороподъемности с выпущенными закрылками, или при выполнении процедуры «Прерванная посадка / Уход на второй круг» (см. Разд. 4).

Вес	Барометрическая высота	Воздушная скорость при наборе высоты	СКОРОПОДЪЕМНОСТЬ ~ фут/мин					Опт. скороподъемность
			Температур ~ °C					
фунты	футы	KIAS	-20	0	20	40	MCA	KIAS
3400	Уровень моря	77	996	1035	1057	1067	1053	80
	2000	77	930	959	972	971	966	80
	4000	77	858	876	878	867	878	79
	6000	77	779	784	775	752	784	78
	8000	77	691	683	660	623	684	77
	10000	77	593	571	532	478	578	77
2900	Уровень моря	77	1268	1318	1348	1363	1342	
	2000	77	1195	1233	1252	1255	1245	
	4000	77	1115	1140	1146	1137	1144	
	6000	77	1026	1037	1030	1007	1037	
	8000	77	927	923	900	861	923	
	10000	77	817	796	755	696	803	

Рисунок 5-19

ПОСАДОЧНАЯ ДИСТАНЦИЯ

Условия:

- Ветер ..... Нулевой
- ВПП ..... Сухая, ровная, с покрытием
- Закрылки ..... 100 %
- Режим ..... Заход на посадку под углом 3° до пролета препятствия на высоте 50 футов, затем уменьшить мощность, пролетая расчетную точку 50 футов с последующим плавным снижением мощности до малого газа непосредственно перед приземлением.

Пример:

Температура наружного воздуха ..... 10 °C
Вес ..... 3400 фунтов
Барометрическая высота ..... 2000 футов
Встречный ветер ..... Нулевой

Скорость пролета препятствий (V_{REF}) ..... 77 KIAS
Пробег после приземления .... 1206 футов
Дистанция от точки пролета препятствия на высоте 50 футов ..... 2436 футов

Внешние факторы:

Для принятых условий полета в расчетное значение посадочной дистанции необходимо внести поправки, учитывающие влияние следующих внешних факторов:

- Встречный ветер – Вычесть 10 % из табличной дистанции на каждые 13 узлов встречного ветра.
- Попутный ветер – Добавить 10 % к табличной дистанции на каждые 2 узла попутного ветра – до 10 узлов.
- Сухая ВПП с травяным покрытием – Добавить 20 % к значению дистанции пробега.
- Влажная ВПП с травяным покрытием – Добавить 60 % к значению дистанции пробега.
- Наклонная ВПП – На каждый процент нисходящего уклона ВПП увеличить табличные значения дистанции пробега на 27 %. На каждый процент восходящего уклона ВПП уменьшить табличные значения дистанции пробега на 9 %.

ВНИМАНИЕ. Вышеприведенные поправки, учитывающие уклон ВПП, необходимо использовать в расчете. При вводе поправок следует помнить, что опубликованные данные по уклону ВПП относятся к полному уклону, от одного конца ВПП до другого. Многие ВПП имеют уклон с более крутыми или более пологими участками, чем опубликованный, что соответственно удлиняет или укорачивает табличный пробег после посадки.

- При выполнении полета при температуре наружного воздуха ниже приведенной в таблице используйте данные, соответствующие самому низкому табличному значению температуры.
- При выполнении полета при температуре наружного воздуха выше приведенной в таблице следует быть предельно внимательным.

ПОСАДОЧНАЯ ДИСТАНЦИЯ

ВЕС = 3400 фунтов

Скорость пролета препятствий на высоте 50 футов = 77 KIAS

Закрылки – 100 %
Малый газ

Сухая, ровная ВПП с покрытием

Встречный ветер – Вычесть 10 % из расчетного значения на каждые 13 узлов встречного ветра.

Попутный ветер – Добавить 10 % на каждые 2 узла попутного ветра – до 10 узлов.

Наклонная ВПП: См. Внешние факторы

Сухая ВПП с травяным покр. – Добавить 20 % к расчетной дистанции пробега.

Влажная ВПП с травяным покр. – Добавить 60 % к расчетной дистанции пробега.

БАРОМЕТРИЧЕСКАЯ ВЫСОТА футы	ДИСТАНЦИЯ футы	ТЕМПЕРАТУРА ~ °C					
		0	10	20	30	40	МСА
Уровень моря	ПРОБЕГ	1082	1121	1161	1200	1240	1141
	Общ. дистанция	2262	2316	2372	2428	2485	2344
1000	ПРОБЕГ	1122	1163	1204	1245	1286	1175
	Общ. дистанция	2317	2374	2433	2492	2551	2391
2000	ПРОБЕГ	1163	1206	1248	1291	1334	1210
	Общ. дистанция	2375	2436	2497	2559	2621	2441
3000	ПРОБЕГ	1207	1251	1295	1339	1384	1247
	Общ. дистанция	2437	2501	2565	2630	2696	2493
4000	ПРОБЕГ	1252	1298	1344	1390	1436	1285
	Общ. дистанция	2503	2569	2637	2705	2774	2548
5000	ПРОБЕГ	1300	1348	1395	1443	1490	1324
	Общ. дистанция	2572	2642	2713	2785	2857	2605
6000	ПРОБЕГ	1350	1399	1449	1498	1547	1365
	Общ. дистанция	2645	2719	2794	2869	2945	2665
7000	ПРОБЕГ	1402	1453	1504	1556	1607	1408
	Общ. дистанция	2723	2800	2879	2958	3038	2728
8000	ПРОБЕГ	1456	1509	1563	1616	1669	1452
	Общ. дистанция	2805	2887	2969	3052	3136	2794
9000	ПРОБЕГ	1513	1569	1624	1679	1735	1497
	Общ. дистанция	2892	2978	3064	3152	3240	2863
10000	ПРОБЕГ	1573	1630	1688	1746	1803	1545
	Общ. дистанция	2984	3074	3165	3257	3350	2936

Рисунок 5-20

Раздел 6

ЗАГРУЗКА И ЦЕНТРОВКА

Раздел 6

ЗАГРУЗКА И ЦЕНТРОВКА

Содержание

Введение 6-3
Форма по взвешиванию самолета 6-6
Процедуры взвешивания самолета 6-7
Сводка данных по загрузке и центровке 6-10
Инструкция по загрузке 6-12
Ограничения по центровке 6-14
Форма по загрузке и центровке 6-15
Данные по загрузке 6-16
Ограничения по моменту 6-17
Перечень оборудования 6-18

ВВЕДЕНИЕ

В настоящем разделе описана методика определения исходного веса пустого самолета и момента. Для справки представлены формы бланков для регистрации результатов процедур. Приведен также порядок расчета веса и момента самолета для разных условий полета. В конце раздела помещен подробный перечень всего оборудования, устанавливаемого на данном самолете.

Необходимо отметить, что конкретные данные, касающиеся веса, плечей, момента и бортового оборудования данного самолета при поступлении его с завода-изготовителя, можно найти только в документе, который находится в пластиковом кармане на задней стороне настоящего Справочника.

Пилот несет ответственность за соблюдение требований по обеспечению правильной загрузки самолета.

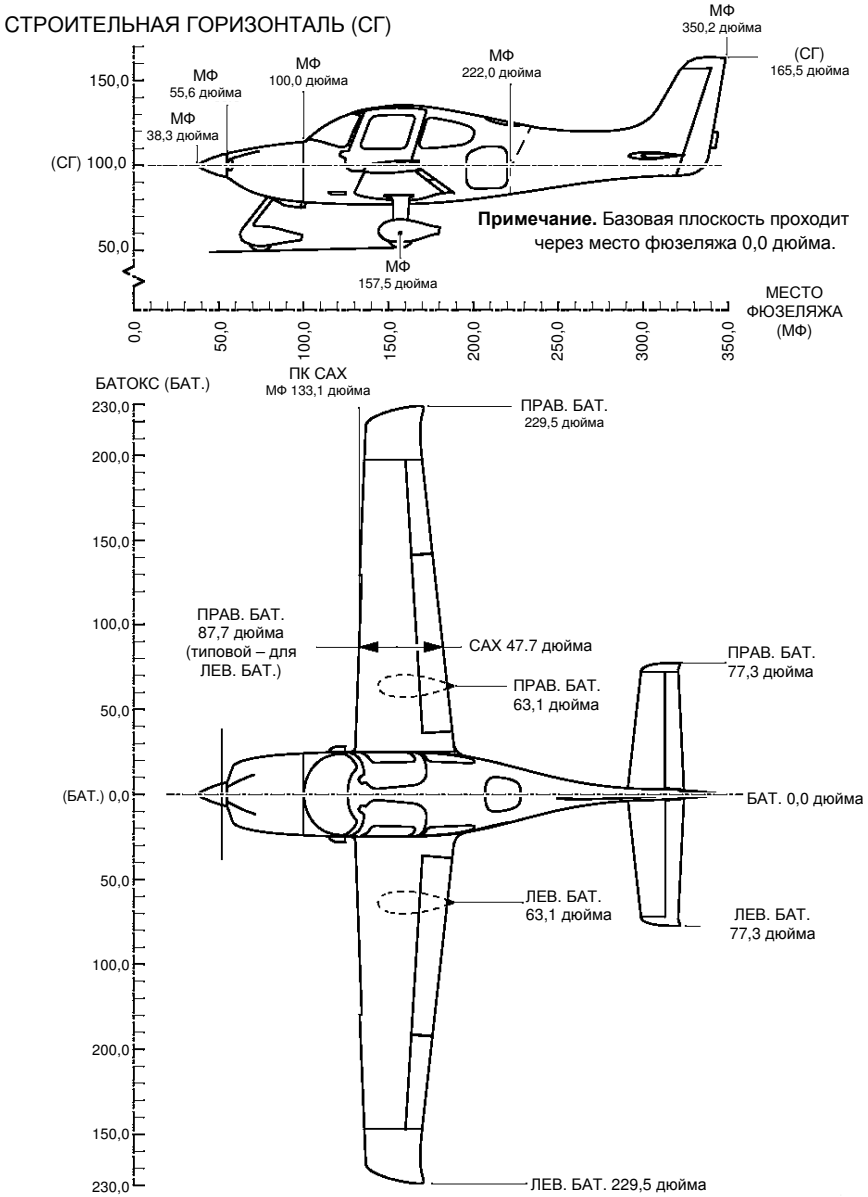
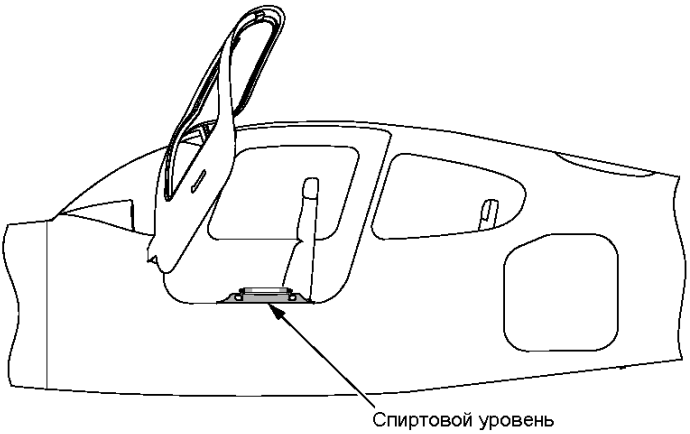
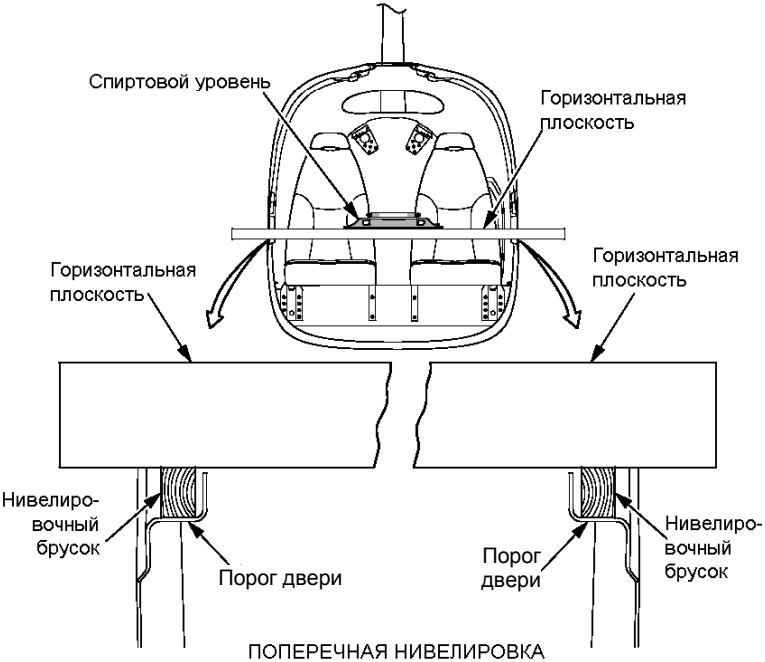


Рисунок 6-1
Геометрические данные самолета



ПРОДОЛЬНАЯ НИВЕЛИРОВКА

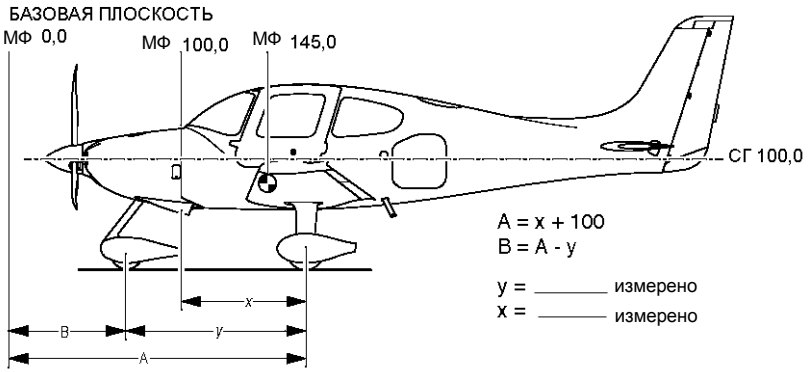


ПОПЕРЕЧНАЯ НИВЕЛИРОВКА

Рисунок 6-2

Нивелировка самолета

ФОРМА ПО ВЗВЕШИВАНИЮ САМОЛЕТА



Точка взвешивания	Показание весов	Тара	Чистый вес	Плечо X	Момент
Левое главн. шасси				A=	
Правое главн. шасси				A=	
Носовое шасси				B=	
Общий вес				Ц.т.=	
Ц.т. = Суммарный момент / Общий вес *Пустые графы ниже – для прибавления или вычитания значений, учитывающих изменение веса*					
Вес пустого самолета				Ц.т.=	
Вес масла (если масло слито) *15 фунтов в МФ 78,4 Момент = 1176*					
Невырабатываемый остаток топлива			18,0	154,9	2788
Исходный вес пустого самолета				Ц.т.=	

Рисунок 6-3

Форма по взвешиванию самолета

ПРОЦЕДУРЫ ВЗВЕШИВАНИЯ САМОЛЕТА

Исходный вес и положение центра тяжести пустого самолета были определены при точном первоначальном взвешивании перед первоначальной поставкой. Однако вследствие серьезной модификации документации, добавления или перестановки оборудования, проведения доработок по эксплуатационным бюллетеням и увеличения коммерческой загрузки с течением времени может потребоваться новое взвешивание, чтобы поддерживать текущие значения исходного веса и центровки. Периодичность взвешиваний определяется эксплуатантом. Вся ответственность за изменение исходного веса и положения центра тяжести пустого самолета возлагается на эксплуатанта. *Описание конкретных процедур технического обслуживания самолета приведено в Разд. 8.*

1. Подготовка:
   a. Подкачайте шины колес шасси до требуемого давления.
   b. Заправьте резервуар тормозной системы.
   c. Слейте масло из маслосистемы.
   d. Залейте свежее масло в двигатель.
   e. Передвиньте кресла экипажа в крайнее переднее положение.
   f. Полностью уберите закрылки.
   g. Поставьте все поверхности управления в нейтральное положение.
   h. Сверьте с перечнем комплектность и места размещения оборудования.

2. Нивелировка (Рис. 6-2):
   a. Произведите продольную нивелировку самолета, расположив спиртовой уровень в продольном направлении на пороге двери пилота; для поперечной нивелировки – поперек порога дверей. Можно произвести нивелировку путем визирования через переднее и заднее технологические отверстия вдоль строительной горизонтали на уровне координаты 95,9 (СГ).

b. Установите весы под все колеса шасси (с пределами измерений – 500 фунтов минимум – для носового – и 1000 фунтов минимум – для каждого колеса главного шасси).

c. Приспустите шину носового колеса и/или подложите под весы регулировочную прокладку, так чтобы воздушный пузырек уровня находился в центре шкалы.

3. Взвешивание (Рис. 6-3):

a. После нивелировки поверьте, чтобы двери самолета были закрыты и тормоза отпущены. Запишите показания весов для каждого шасси. Вычтите вес тары, если она использовалась, из каждого показания.

4. Измерения (Рис. 6-3):

a. Определите горизонтальный размер «x», производя измерение вдоль оси самолета (БАТ. 0) от вертикальной линии, проведенной через оси колес главного шасси, до отвеса, опущенного с передней стороны противопожарной перегородки (МФ 100). Прибавьте 100 к результату и получите значение правого и левого плеча взвешивания (размер «А»). Обычно размер «А» примерно равен 157,5.

b. Определите горизонтальный размер «y», производя измерение параллельно продольной оси самолета (БАТ. 0) от вертикальной линии, проведенной через ось носового колеса шасси, по левому борту, до отвеса, опущенного от линии, соединяющей оси колес главного шасси. Произведите аналогичное измерение по правому борту и усредните результаты. Вычтите эту среднюю величину из размера «А» и получите значение плеча взвешивания для носового колеса шасси (размер «В»).

5. Вычислите и запишите момент для точек взвешивания: по носовому и каждому главному шасси, используя следующую формулу:

Момент = Чистый вес x Плечо

6. Подсчитайте и запишите общий вес самолета и суммарный момент, сложив данные в соответствующих колонках таблицы.

7. Пользуясь приведенной ниже формулой, подсчитайте и запишите расстояние до центра тяжести самолета (в дюймах) от базовой плоскости в направлении от носа к хвосту:

Ц.т. = Суммарный момент / Общий вес

8. Добавьте или вычтите веса всех объектов, не включенных в расчет при взвешивании, чтобы определить действительный исходный вес пустого самолета. Пользуясь приведенной выше формулой (Ц.т.), найдите положение центра тяжести для этих условий.

9. Если перед взвешиванием самолета масло было слито, введите поправку, учитывающую вес масла, заливаемого в двигатель (15 фунтов в МФ 78,4). Введите поправку на невырабатываемый остаток топлива (18,0 фунта в МФ 154,9) и рассчитайте значения исходного веса и момента пустого самолета. Пользуясь приведенной выше формулой (Ц.т.), определите положение центра тяжести для этих условий.

10. Внесите новые значения веса и положения центра тяжести самолета в Сводку данных по центровке и балансировке (Рис. 6-4).

    Результатом описанной выше процедуры являются значения исходного веса пустого самолета, момента, расстояния до его центра тяжести в дюймах от базовой плоскости в направлении от носа к хвосту. Положение центра тяжести может быть также выражено в процентах от средней аэродинамической хорды (САХ), для чего используется следующая формула:

Ц.т. % САХ = 100 x (Ц.т. (в дюймах) – ПК САХ) / САХ

Где:

ПК САХ = 133,1

САХ = 47,7

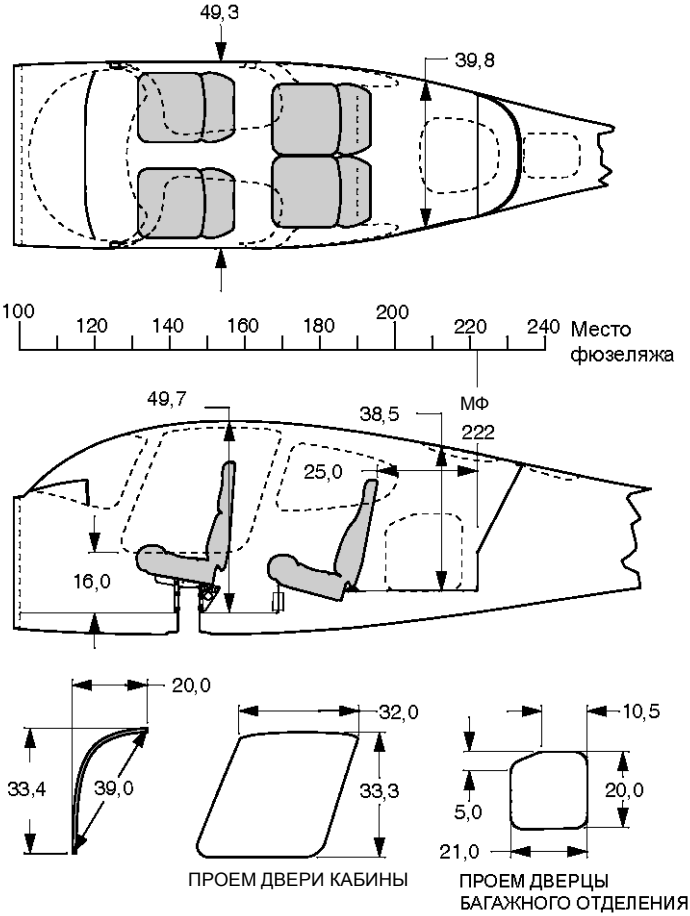
СВОДКА ДАННЫХ ПО ЗАГРУЗКЕ И ЦЕНТРОВКЕ

Пользуйтесь бланком нижеприведенной формы для постоянного учета вносимых изменений и модификаций в конструкцию и в схему размещения оборудования, которые могут влиять на положение центра тяжести самолета:

Серийный номер:	Регистрационный номер:	Стр. из

Дата	№ детали		Описание изделия или модификации	Изменение веса: увеличение (+) или уменьшение (-)			Действительный исходный вес пустого самолета	
	Установлено	Снято		Вес (фунты)	Плечо (дюймы)	Момент/ 1000	Вес (фунты)	Момент /1000
			Комплектация при поставке					

Рисунок 6-4
Сводка данных по загрузке и центровке



Помещение	Длина	Ширина	Высота	Объем
Кабина	122	49,3	49,7	137 куб. футов
Багажное отделение	36	39,8	38,5	32 куб. фута

Примечание. Все размеры указаны в дюймах.

Рисунок 6-5

Внутренние размеры самолета

ИНСТРУКЦИЯ ПО ЗАГРУЗКЕ

Пилот несет ответственность за соблюдение правил загрузки и эксплуатации самолета в пределах установленных ограничений по весу и центровке. Приведенная ниже информация дает возможность пилоту рассчитать общий вес самолета и момент для конкретных вариантов загрузки. Рассчитанный момент сравнивается с полученным из графика и таблицы *Ограничения по моменту* (Рис. 6-9) для определения правильной загрузки.

Расчет правильной загрузки самолета выполняется с использованием *Формы для заполнения по загрузке и центровке* (Рис. 6-7), *Данных по загрузке* (Рис. 6-8) и *Ограничений по моменту* (Рис. 6-9).

1. **Исходный вес пустого самолета** – Вводите текущие значения исходного веса пустого самолета и момента, взятые из *Сводки данных по загрузке и центровке* (Рис. 6-4).

2. **Лица, занимающие передние кресла** – Введите значения общего веса и момента/1000 для лиц, занимающих передние кресла, из *Данных по загрузке* (Рис. 6-8).

3. **Лица, занимающие задние кресла** – Введите значения общего веса и момента/1000 для лиц, занимающих задние кресла, из *Данных по загрузке* (Рис. 6-8).

4. **Багаж** – Введите значения веса и момента для багажа из *Данных по загрузке* (Рис. 6-8).

    - При желании подсчитайте значения общего веса и суммарного момента/1000 по результатам операций 1–4. Полученные значения соответствуют *условиям нулевого топлива,* когда учтена вся полезная нагрузка, за исключением топлива.

5. **Загрузка топлива** – Введите значения веса и момента для заправленного в самолет расходуемого топлива из *Данных по загрузке* (Рис. 6-8).

    - Подсчитайте общий вес и суммарный момент/1000. Полученные значения соответствуют *Условиям перрона*, т.е. это вес и момент самолета перед рулением.

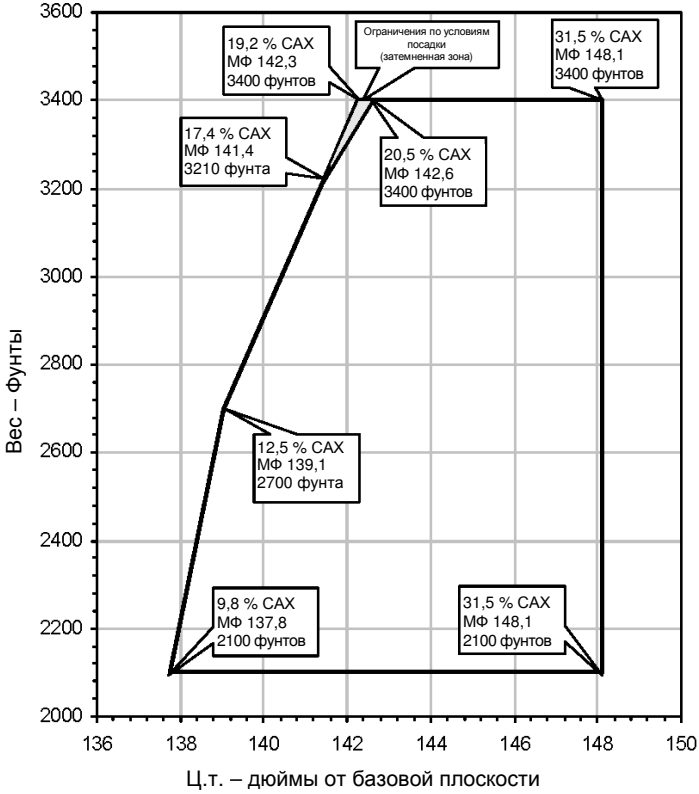
6. **Топливо для старта, руления и разбега** – Это значение заранее указывается в Форме. Обычно топливо, потребное для старта, руления и разбега, составляет приблизительно 9 фунтов при среднем значении момента/1000, равном 1,394.

7. **Условия взлета** – Вычтите значения веса и момента/1000, подсчитанные в п. 6 (старт, руление и разбег), из результатов расчета условий перрона (см. п. 5), чтобы найти значение веса и момента/1000 для условий взлета.

   - Общий вес самолета при взлете не должен превышать максимально допустимый предел 3400 фунтов.
   - Суммарный момент/1000 не должен быть выше максимального и ниже минимального момента/1000 для веса для условий взлета, определяемого из графика или таблицы Ограничений по моменту (Рис. 6-9).

ОГРАНИЧЕНИЯ ПО ЦЕНТРОВКЕ

Приведенный ниже график отображает диапазон центровок самолета в дюймах от базовой плоскости в направлении от носа к хвосту и в процентах от средней аэродинамической хорды (САХ). Взаимозависимость этих величин описана в *Процедурах взвешивания.*



Предельная передняя центровка – Передний предел: МФ 137,8 (9,8 % САХ) при весе 2100 фунтов с прямолинейным наклоном до МФ 139,1 (12,5 % САХ) при весе 2700 фунта, и до МФ 142,3 (19,2 % САХ) при весе 3400 фунтов.
Предельная задняя центровка – Задний предел: МФ 148,1 (31,5 % САХ) при весе от 2100 до 3400 фунтов
Ограничения по условиям посадки – ограничения по условиям посадки: МФ 141,4 (17,4 % САХ) при весе 3210 фунтов до МФ 142,3 (19,2 % САХ) при весе 3400 фунтов, и до МФ 142,6 (20,5 % САХ) при весе 3400 фунтов до МФ 141,4 (17,4 % САХ) при весе 3210 фунтов.
ВНИМАНИЕ. Перед посадкой убедитесь, что Ц.т. самолета не располагается в зоне ограничений по условиям посадки. Обеспечьте запас времени полета для выработки топлива, достаточной, чтобы Ц.т. переместился из указанной зоны.

Рисунок 6-6
Ограничения по центровке

ФОРМА ПО ЗАГРУЗКЕ И ЦЕНТРОВКЕ

Серийный номер: _____ Дата: _____

Регистр. номер: _____ Исходные данные: _____

№ п/п	Описание	Вес фунты	Момент/ 1000
1	**Исходный вес пустого самолета** *(включая невырабатываемый остаток топлива и полный объем масла)*		
2	Лица, занимающие передние кресла *(пилот и пассажир – общий вес)*		
3	Лица, занимающие задние кресла		
4	Груз в багажном отсеке *(130 фунтов, максимум)*		
5	**Вес для условий нулевого топлива** *(Суммарный вес по пп.1–4)*		
6	Загрузка топлива 81 галл. и 6,0 фунт/галл. Максимум		
7	**Вес для условий перрона** *(Суммарный вес по пп. 5 и 6)*		
8	Топливо для старта, руления и разбега *(обычно около 9 фунтов при среднем значении момента 1394)*	–	–
9	**Вес для условий взлета** *(Значение подсчета по п. 8, вычесть из значения подсчета по п. 7)*		

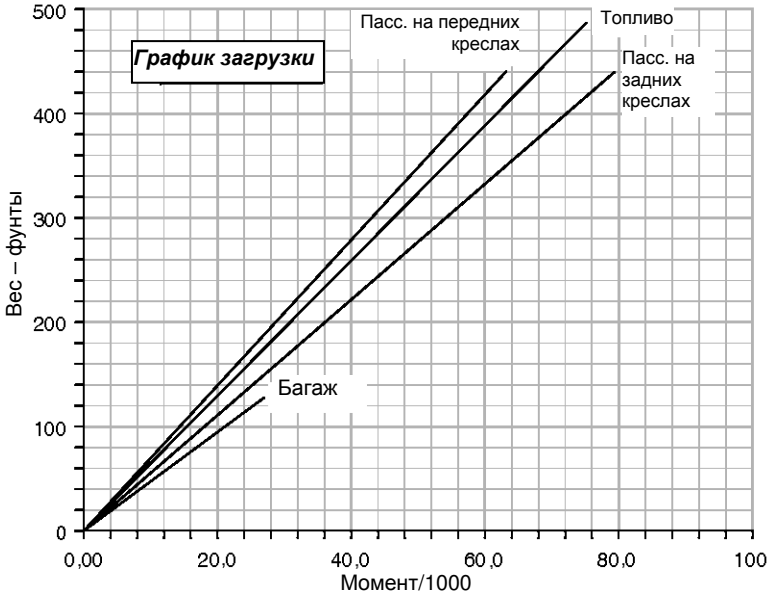
Примечание. Вес для условий взлета не должен превышать 3400 фунтов.

Момент для условий взлета должен находиться в пределах между минимальным и максимальным моментами для веса для условий взлета (см. *Ограничения по моменту*, рис. 6-9).

Рисунок 6-7
Форма по загрузке и центровке

ДАННЫЕ ПО ЗАГРУЗКЕ

Чтобы определить момент/1000 для топлива и коммерческой загрузки, необходимых при заполнении Формы по загрузке и центровке, пользуйтесь нижеприведенными графиком и таблицей.



Вес фунты	Пасс. пер. кр. МФ 143,5	Пасс. зад. кр. МФ 180,0	Багаж МФ 208,0	Топливо МФ 154,9	Вес фунты	Пасс. пер. кр. МФ 143,5	Пасс. зад. кр. МФ 180,0	Топл. МФ 154,9
20	2,87	3,60	4,16	3,10	260	37,31	46,80	40,27
40	5,74	7,20	8,32	6,20	280	40,18	50,40	43,37
60	8,61	10,80	12,48	9,29	300	43,05	54,00	46,47
80	11,48	14,40	16,64	12,39	320	45,92	57,60	49,57
100	14,35	18,00	20,80	15,49	340	48,79	61,20	52,67
120	17,22	21,60	24,96	18,59	360	51,66	64,80	55,76
140	20,09	25,20	(27,04)*	21,69	380	54,53	68,40	58,86
160	22,96	28,80		24,78	400	57,40	72,00	61,96
180	25,83	32,40		27,88	420	60,27	75,60	65,06
200	28,70	36,00		30,98	440	63,14	79,20	68,16
220	31,57	39,60		34,08	460			71,25
240	34,44	43,20		37,18	486**			75,28

* 130 фунтов, максимум

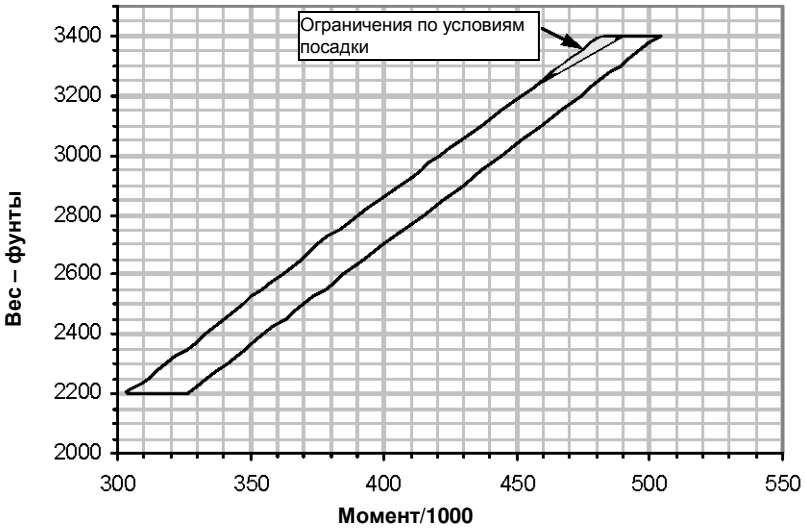
** 81 галлон США расходуемого топлива

Рисунок 6-8
Данные по загрузке

ОГРАНИЧЕНИЯ ПО МОМЕНТУ

Чтобы убедиться, что внесенные в Форму по загрузке и центровке веса и моменты не превышают допустимых пределов, пользуйтесь нижеприведенными графиком и таблицей.

ВНИМАНИЕ. Перед посадкой убедитесь, что величины веса и момента не располагаются на графике в зоне ограничений по условиям посадки.



Вес фунты	Момент/1000 Минимум	Момент/1000 Максимум	Вес фунты	Момент/1000 Минимум	Момент/1000 Максимум
2200	304	326	2850	398	422
2250	311	333	2900	406	430
2300	318	341	2950	414	437
2350	326	348	3000	421	444
2400	333	355	3050	429	452
2450	340	363	3100	437	459
2500	347	370	3150	444	467
2550	354	378	3200	452	474
2600	362	385	3250	460	481
2650	369	392	3300	467	489
2700	375	400	3350	475	496
2750	383	407	3400	483	504
2800	390	415			

Рисунок 6-9

Ограничения по моменту

ПЕРЕЧЕНЬ ОБОРУДОВАНИЯ

Настоящий перечень составляется после окончания установки на самолет полного комплекта оборудования.

Раздел 7

ОПИСАНИЕ САМОЛЕТА И СИСТЕМ

Раздел 7

ОПИСАНИЕ САМОЛЕТА И СИСТЕМ

Содержание

Введение 7-5
Планер 7-6
Фюзеляж 7-6
Крыло. 7-6
Хвостовое оперение 7-7
Органы управления полетом 7-7
Система управления рулем высоты. 7-8
Система управления элеронами 7-10
Система управления рулем направления 7-12
Системы балансировки 7-14
Система управления балансировкой по тангажу 7-14
Система управления балансировкой по крену 7-14
Система управления балансировкой по курсу 7-15
Компоновка кабины экипажа 7-16
Приборная доска 7-16
Центральный пульт управления 7-17
Пилотажные приборы 7-22
Основной пилотажный индикатор 7-22
Авиагоризонт 7-28
Указатель воздушной скорости 7-29
Указатель вертикальной скорости 7-29
Высотомер 7-30
Координатор разворота 7-30
Указатель отклонения от курса 7-31
Плановый навигационный прибор 7-32

Магнитный компас 7-35
Закрылки 7-36
Переключатель управления закрылками 7-36
Шасси 7-38
Главное шасси 7-38
Носовое шасси 7-38
Кабина самолета 7-38
Двери кабины 7-38
Багажное отделение 7-41
Кресла 7-42
Лобовое стекло и окна 7-43
Аварийно-спасательное оборудование 7-43
Двигатель 7-46
Масляная система 7-47
Охлаждение двигателя 7-47
Система впрыска топлива 7-48
Система всасывания воздуха 7-48
Система зажигания 7-48
Выхлопная система 7-49
Органы управления двигателем 7-49
Резервная система всасывания воздуха 7-51
Приборы контроля работы двигателя 7-51
Воздушный винт 7-62
Топливная система 7-63
Топливный селекторный клапан 7-66
Указатель количества топлива 7-67
Указатель расхода топлива 7-70
Лампа предупредительной сигнализации топливной системы 7-70

Подкачивающий топливный насос 7-71
Тормозная система 7-72
Электрическая система 7-75
Выработка электроэнергии 7-75
Распределение электроэнергии 7-77
Главные выключатели аккумуляторных батарей и генераторов 7-79
Выключатель радиоэлектронного оборудования 7-80
Измерение/индикация напряжения и тока 7-81
Переключатель амперметра 7-83
Лампа аварийной сигнализации низкого напряжения 7-83
Лампы предупредительной сигнализации отказа генераторов 7-84
Автоматы защиты сети и плавкие предохранители 7-84
Разъем аэродромного питания 7-86
Розетка постоянного тока 7-86
Наружное освещение 7-87
Аэронавигационные огни 7-87
Проблесковые огни 7-87
Посадочная фара 7-87
Внутреннее освещение 7-88
Подсветка приборов 7-88
Заливающее освещение приборной доски 7-88
Лампы индивидуального освещения 7-89
Потолочное освещение 7-89
Система искусственного климата 7-89
Описание и работа 7-90
Описание и работа 7-93
Система приемника воздушного давления 7-96

Выключатель обогрева ПВД 7-96
Сигнальная лампа обогрева ПВД..... 7-96
Резервный источник статического давления 7-97
Система сигнализации сваливания 7-99
Стандартное радиоэлектронное оборудование 7-99
Многофункциональный дисплей 7-102
Автопилот 7-104
Глобальная система
определения местоположения GPS 7-109
Приемопередатчики системы связи 7-112
Навигационный приемник 7-113
Приемоответчик 7-114
Аудиосистема 7-115
Аварийный приводной передатчик 7-116
Счетчик/счетчики летных часов 7-118
Авиационные цифровые часы 7-119
Самолетная парашютная система Cirrus 7-122
Описание системы 7-122
Выпускной рычаг 7-123
Характеристики раскрытия парашюта 7-125

ВВЕДЕНИЕ

В настоящем разделе приведено общее описание конструкции и работы компонентов и систем самолета в стандартной комплектации. Дополнительное оборудование, которое устанавливается на борту по выбору Заказчика, специально оговаривается.

Примечание. Некоторое дополнительное оборудование, главным образом радиоэлектронное, в настоящем разделе не описано. Описание такого оборудования, если оно отсутствует в данном разделе, приведено в *Разд. 9 – Дополнения.*

ПЛАНЕР

Фюзеляж

Монококовый фюзеляж самолета SR22 выполнен в основном из композитных материалов и имеет форму, обеспечивающую высокую аэродинамическую эффективность. Пространство кабины ограничено спереди противопожарной перегородкой в месте фюзеляжа (МФ) 100, а сзади – задней перегородкой багажного отделения в МФ 222. В креслах кабины удобно размещаются четыре взрослых человека. Встроенная в каркас фюзеляжа композитная капсула обеспечивает защиту находящихся в кабине людей от сильного шума. Пол кабины и багажного отделения выполнен из композитного материала с пенопластовым заполнителем, в полу предусмотрены лючки для доступа к расположенным в подпольном пространстве элементам конструкции.

Все полетные и статические нагрузки от крыла и поверхностей управления передаются на каркас фюзеляжа через четыре узла крепления крыла к фюзеляжу – в двух точках под передними креслами и в двух точках на боковой перегородке непосредственно за задними креслами.

На самолете № 0795, № 0820 и последующих: Нижняя противопожарная перегородка наклонена под углом 20° в целях повышения ударопрочности. Кроме того, отсек радиоэлектронного оборудования расположен за задней перегородкой в МФ 222. Доступ в отсек обеспечивается через съемную панель, установленную на правом борту в задней части фюзеляжа.

Примечание. Подробное описание конструкции дверей, окон, багажного отделения, кресел и аварийно-спасательного оборудования приведено в данном разделе «*Кабина самолета*».

Крыло

Крыло выполнено из композитных материалов, благодаря чему крыло имеет гладкую и бесшовную поверхность. Поперечное сечение крыла образовано несколькими плавно переходящими одним в другой профилями с высокими аэродинамическими характеристиками. Большое относительное удлинение крыла обеспечивает его низкое лобовое сопротивление.

В каждой консоли крыла установлены узел крепления главного шасси и топливный бак вместимостью 42 галлона.

Крыло имеет стандартную конструкцию, состоящую из лонжерона, нервюр и профилей. Верхняя и нижняя обшивка крыла связана с лонжероном, нервюрами и указанными профилями (задними балками), образуя кессон, воспринимающий все действующие на крыло нагрузки изгиба и кручения. Лонжерон крыла изготовлен в виде цельного элемента и простирается от одной законцовки крыла до другой. Воспринимающие поперечные усилия стенки (задние балки) имеют аналогичную конструкцию, но не пересекают фюзеляж. Главный лонжерон крыла проходит под фюзеляжем ниже двух передних кресел и крепится к фюзеляжу в двух местах. Задние балки крыла крепятся к боковым стенкам фюзеляжа непосредственно позади задних кресел.

Хвостовое оперение

Хвостовое оперение состоит из стабилизатора, двухпанельного руля высоты, киля и руля направления. Все компоненты хвостового оперения имеют обычную конструкцию, образуемую лонжероном (воспринимающей поперечные усилия стенкой), нервюрами и обшивкой.

Стабилизатор представляет собой неразъемную композитную конструкцию от законцовки до законцовки. Состоящий из двух половин руль высоты крепится к стабилизатору и выполнен из алюминия.

Киль самолета, изготовленный из композитного материала, конструктивно объединен с фюзеляжем, что обеспечивает безударную передачу полетных нагрузок. Алюминиевый руль направления крепится к задней балке киля посредством трех шарнирных узлов.

ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ ПОЛЕТОМ

В самолете SR22 использована традиционная схема управления элеронами, рулем высоты и рулем направления. Поверхности управления отклоняются пилотом, воздействующим на любую из двух ручек управления одной рукой. Ручки управления установлены под приборной доской. Расположение и конструкция ручек управ-

ления обеспечивают пилоту легкость и удобство пользования ими при пилотировании. Система управления отклоняемыми поверхностями представляет собой комбинацию тяг-толкателей, тросов и качалок.

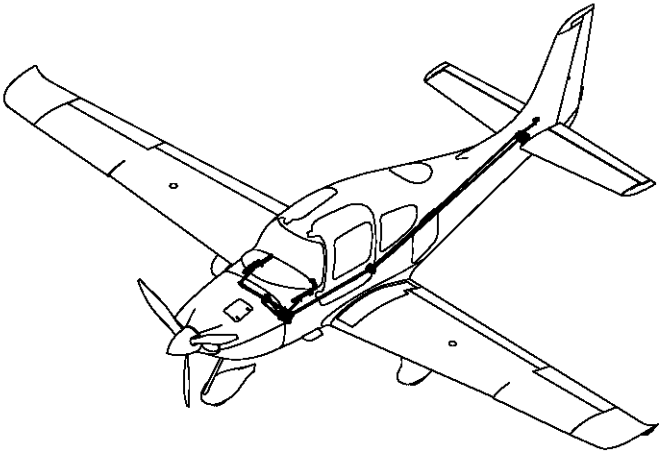
Триммирование по крену и тангажу осуществляется с помощью электрических кнопок, установленных на верхних торцах обеих ручек управления.

Электрическая система балансировки по курсу (если таковая установлена на самолете) приводится в действие посредством переключателя, расположенного на переднем центральном пульте слева от переключателя управления закрылками.

Система управления рулем высоты

Управление самолетом по тангажу обеспечивается посредством двухпанельного руля высоты. Руль высоты изготовлен из алюминия и имеет стандартную конструкцию, образованную обшивкой, лонжероном и нервюрами. Каждая половина руля высоты посредством двух шарнирных узлов крепится к стабилизатору и связана с сектором управления рулем высоты в хвостовом обтекателе фюзеляжа.

Руль высоты отклоняется, когда пилот воздействует на ручки управления, заставляя штоки ручек управления перемещаться вперед или назад в каретке опоры. Тяги проводки управления, совершающие возвратно-поступательное движение, соединены с сектором троса, закрепленным на поворотной трубе. Отдельная тросовая проводка проходит под полом кабины от переднего сектора к ролику заднего сектора руля высоты. Трубчатая тяга, подсоединенная к ролику заднего сектора руля высоты, передает движение качалке, которая связана с обеими половинами руля высоты.



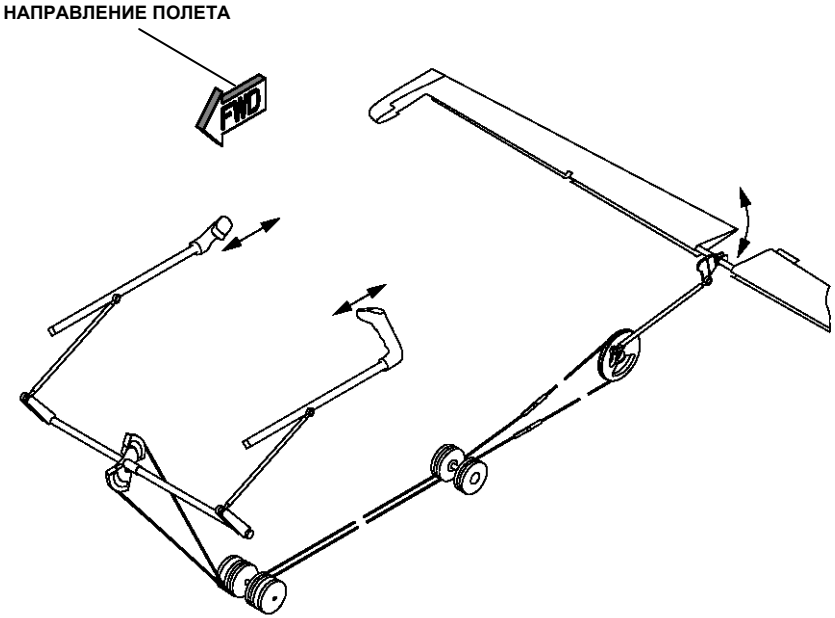
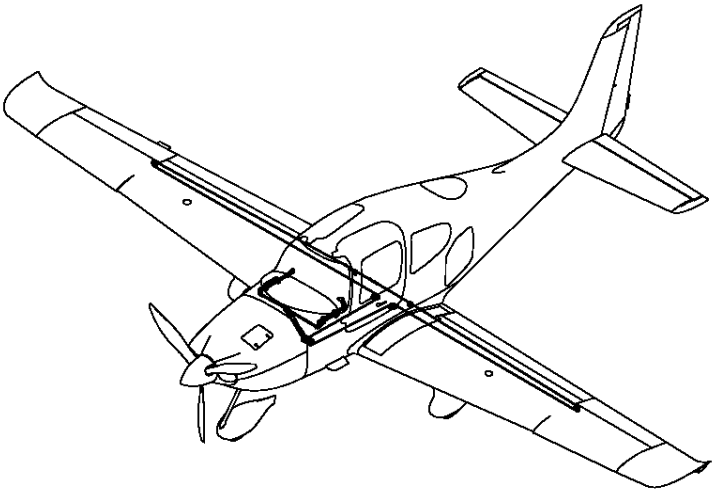


Рисунок 7-1
Система управления рулем высоты

Система управления элеронами

Элероны служат для управления самолетом по крену. Элероны изготовлены из алюминия, имеют обычную конструкцию, образованную обшивкой, лонжероном и нервюрами. Каждый элерон крепится к воспринимающей поперечные усилия стенке крыла посредством двух шарнирных узлов.

Отклонение элеронов происходит, когда пилот перемещает ручки управления в поворотных каретках опор. Каретки опор ручек управления через тяги связаны с сектором центрального ролика. Отдельная тросовая проводка проходит под полом кабины от указанного сектора к заднему лонжерону крыла. Затем тросы проводки идут в консоли крыла к вертикальным секторным качалкам, которые поворачивают элерон, передавая движение под прямым углом ведущему коническому рычагу.



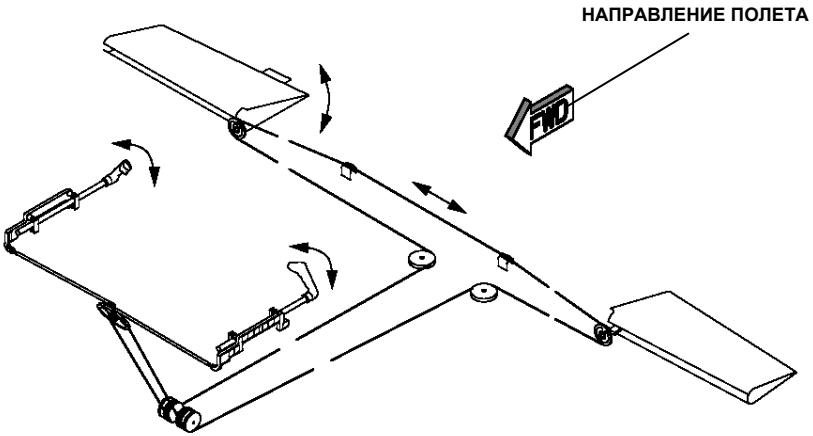


Рисунок 7-2
Система управления элеронами

Система управления рулем направления

Руль направления используется для управления самолетом по курсу. Руль направления изготовлен из алюминия, имеет обычную конструкцию, образованную обшивкой, лонжероном и нервюрами. Руль направления посредством трех шарнирных узлов крепится к задней воспринимающей поперечные усилия стенке киля и связан с качалкой управления рулем направления, установленной в хвостовом обтекателе фюзеляжа.

Отклонение руля направления осуществляется с помощью педалей через отдельную тросовую проводку, идущую под полом кабины к сектору, следующему за роликом сектора руля высоты в задней части фюзеляжа. Трубчатая тяга между этим сектором и качалкой руля направления передает перемещение троса рулю направления. Пружины и регулируемый на земле пружинный блок, соединенные с педалями руля направления, обеспечивают натяжение тросов и создают центрирующее усилие.

Взаимосвязь системы управления рулем направления и системы управления элеронами обеспечивает отклонение элеронов вниз максимум на 5° при полном отклонении руля направления. Отклонение руля направления вправо вызывает правый крен самолета, отклонение руля направления влево – левый крен. При нейтральном положении триммера элерона отклонение элеронов не приводит к отклонению руля направления.

На некоторых самолетах установленный на задней кромке руля направления триммер имеет электрический привод, что позволяет пилоту осуществлять балансировку по курсу в полете. На самолетах, не имеющих электрической системы управления триммером, регулировка положения триммера руля направления производится на земле.

Стопорение отклоняемых поверхностей

В системе управления самолета SR22 не предусмотрены механизмы стопорения рулей. Пружинные блоки триммеров обладают достаточной энергией, чтобы выполнять функцию демпфера без жесткой фиксации положения отклоняемых поверхностей.

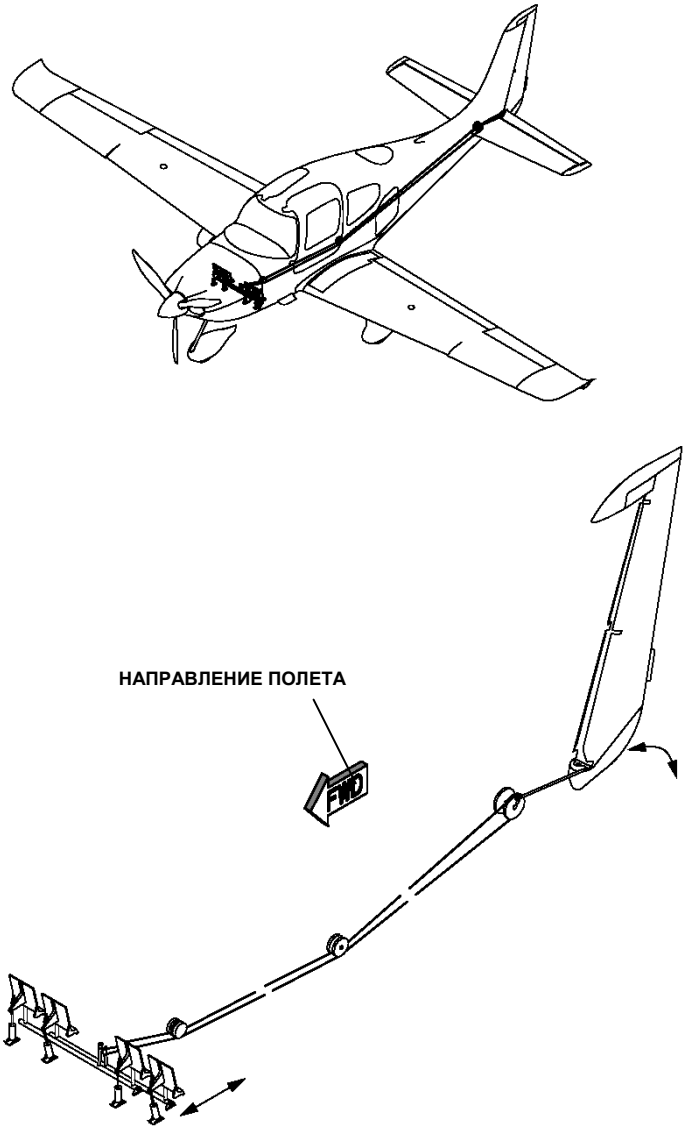


Рисунок 7-3
Система управления рулем направления

СИСТЕМЫ БАЛАНСИРОВКИ

Балансировка (триммирование) самолета по крену и тангажу обеспечивается регулировкой нейтрального положения пружинного блока сжатия в каждой системе управления отклоняемыми поверхностями посредством электромотор. Электрическая балансировка по крену может также выполняться автопилотом, устанавливающим элероны в требуемое положение. Электрически управляемый триммер руля направления, если он установлен, обеспечивает балансировку по курсу в полете. Полное отклонение триммера или автопилота легко преодолеваются нормальным воздействием пилота на органы управления.

Руль высоты и правый элерон снабжены отрегулированными на земле триммерами, которые обеспечивают тонкую регулировку при балансировке самолета. На самолетах, не имеющих электрической системы управления триммером, на руле направления устанавливается триммер, регулировка положения которого производится на земле. Установка таких триммеров производится Изготовителем и в нормальных условиях не требует дополнительной регулировки.

Система управления балансировкой по тангажу

Изменение нейтрального положения пружинного блока, подсоединенного к сирене сигнализации положения руля высоты, осуществляется электромотором. На торцах обеих ручек управления имеется коническая кнопка управления мотором. Смещение кнопки вперед инициирует балансировку пикирующего момента, смещение кнопки назад – балансировку кабрирующего момента. Нейтральная (взлетная) балансировка индицируется совмещением установочной метки на штоке ручки управления с язычком, закрепленным на нижней панели приборной доски. Триммер руля высоты может также использоваться в качестве вторичного средства управления самолетом по тангажу в случае отказа основной системы продольного управления без использования заклинившего руля высоты. Триммер руля высоты работает от постоянного тока напряжением 28 В, подаваемого от главной шины 1 через 2-амперный автомат защиты сети ТАНГАЖ / ТРИММ. ПО КУРСУ (PITCH / YAW TRIM).

Система управления балансировкой по крену

Изменение нейтрального положения пружинного блока, подсоединенного к левому приводному ролику в крыле, осуществляется электромотором. Мотор включается конической кнопкой, имеющейся

на торце обеих ручек управления. Смещение кнопки влево инициирует балансировку «левое крыло внизу», смещение вправо – балансировку «правое крыло внизу». Нейтральная балансировка индицируется совмещением риски, вытравленной на ручке управления, с центрирующей меткой на приборной доске. Триммер элерона может также использоваться в качестве вторичного средства управления самолетом по крену в случае отказа основной системы поперечного управления без использования заклинивших элеронов. Триммер элерона работает от постоянного тока напряжением 28 В, подаваемого от главной шины 1 через 2-амперный автомат защиты сети ТРИММ. КРЕНА (ROLL TRIM).

Система управления балансировкой по курсу

Для балансировки самолета по курсу используется пружинный блок, соединенный с карданной трубой педалей руля направления и конструкцией пульта управления. Пружинный блок создает центрирующее усилие независимо от направления отклонения руля направления. Регулировка балансировки по курсу производится только на земле.

На самолетах с электрически управляемым триммером руля направления изменения балансировки осуществляются пилотом через силовой привод с линейной характеристикой, который соединен с поворотной триммирующей поверхностью на задней кромке руля направления. Привод установлен внутри руля направления. На центральном пульте управления рядом с переключателем положения закрылков ЗАКРЫЛКИ (FLAP) установлен индикатор ТРИММЕР РН (RUDDER TRIM) со встроенным кулисным переключателем. Нажатие на левую половину переключателя инициирует левую балансировку (с отклонением носа самолета влево (Nose L trim)), а нажатие на правую половину – правую балансировку (с отклонением носа самолета вправо (Nose R trim)). Перемещающаяся вдоль шкалы индикатора стрелка показывает положение триммера. Зона подрагивания стрелки в положении полного отклонения триммера вправо (Nose Right) обозначена надписью ВЗЛЕТ (TAKEOFF). Триммер руля направления (система управления балансировкой по курсу) работает от постоянного тока напряжением 28 В, подаваемого от главной шины 1 через 2-амперный автомат защиты сети ТАНГАЖ / ТРИММ. ПО КУРСУ (PITCH / YAW TRIM). Переключатель и индикатор не имеют внутренней подсветки.

КОМПОНОВКА КАБИНЫ ЭКИПАЖА

В следующих подразделах представлено общее описание кабины экипажа, приборного оборудования и органов управления полетом. В конструкции приборной доски предусмотрена противобликовая защита для всех условий полета. Компоновка приборной доски выполнена с учетом преимущественного пользования приборами пилотом, занимающим левое кресло, тем не менее доска хорошо видна с любого места. Подробное описание приборного оборудования, выключателей, автоматов защиты сети и органов на приборной доске, нижней панели приборной доски и центральном пульте управления приведено в соответствующих подразделах данного раздела.

Приборная доска

Самолеты с № 0002 по № 1601, с № 1603 по № 1643, с № 1645 по № 1662 без PDF: Пилотажные приборы и табло световой сигнализации размещены с левой стороны, а приборы контроля работы двигателя – с правой стороны приборной доски. Большой цветной многофункциональный дисплей расположен между пилотажными приборами и приборами контроля работы двигателя. Ручки регуляторов температуры находятся с правой стороны, под приборами контроля работы двигателя.

На самолете SR22 использован стандартный комплект пилотажных приборов, скомпонованных по принципу «основной шестерки»:

Указатель воздушной скорости	Авиагоризонт	Высотомер
Координатор разворота	Плановый навигационный прибор (ПНП)	Указатель вертикальной скорости

Самолеты с № 0002 по № 0434: Слева от пилотажных приборов на приборной доске установлены электронные часы и индикаторы VOR/LOC/ILS (CDI).

На щитке переключателей, встроенном в «линейку» нижней панели приборной доски, под пилотажными приборами находятся главные выключатели и замок зажигания, выключатель питания радиоэлектронного оборудования, выключатель обогрева приемника воздушного давления и выключатели освещения.

Самолеты № 0435 и последующие с PFD: На самолете установлен основной пилотажный индикатор (PFD) производства фирмы Avidyne FlightMax Entegra-Series. PFD представляет собой ландшафтно-ориентированный экран размером 10,4 дюйма для выдачи пилоту главной информации о параметрах полета (пространственном положении, воздушной скорости, курсе и высоте). PFD получает данные от ряда источников, включая датчики системы GPS и систему автопилота 55X, и служит главным источником курсовой информации для многофункционального дисплея.

Резервные высотомер, указатель воздушной скорости и авиагоризонт смонтированы на нижней панели приборной доски; они используются в случае полного или частичного отказа PFD. С правой стороны за нижней панелью приборной доски установлен координатор разворота, который вырабатывает данные о крене для системы автопилота.

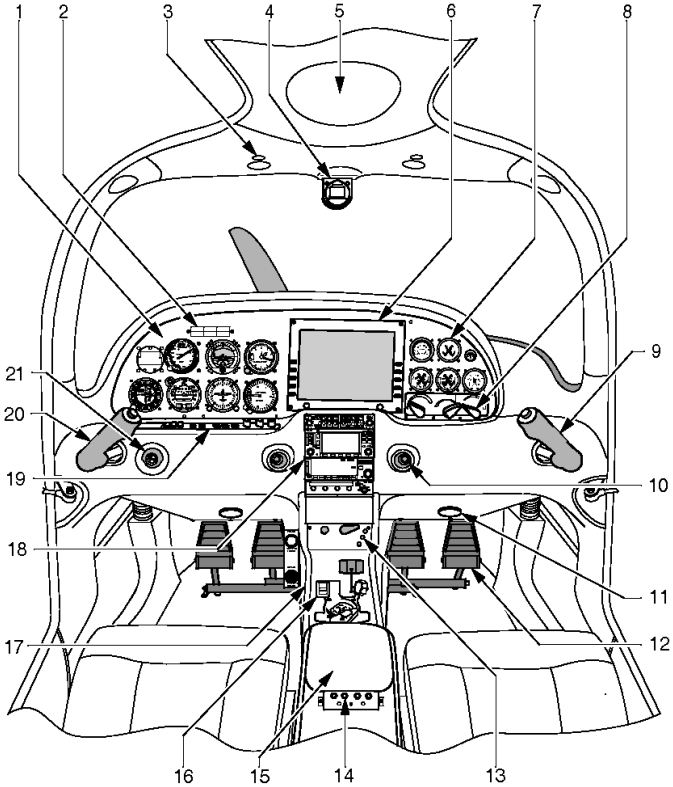
Табло световой сигнализации и замок зажигания расположены с левой стороны приборной доски, цветной многофункциональный дисплей – рядом с PFD. С правой стороны, под ящиком для перчаток, размещены ручки регуляторов температуры.

На щитке переключателей, встроенном в «линейку» нижней панели приборной доски под пилотажными приборами, находятся главный выключатель, выключатель электропитания радиоэлектронного оборудования, выключатель обогрева приемника воздушного давления и выключатели освещения.

Центральный пульт управления

На центральном пульте управления установлены радиоэлектронные приборы, органы управления закрылками и лампы положения закрылков, рычаг управления двигателем и рычаг регулятора качества рабочей смеси, указатель и органы управления топливной системы, органы управления аудиоаппаратурой. Для удобства пилота

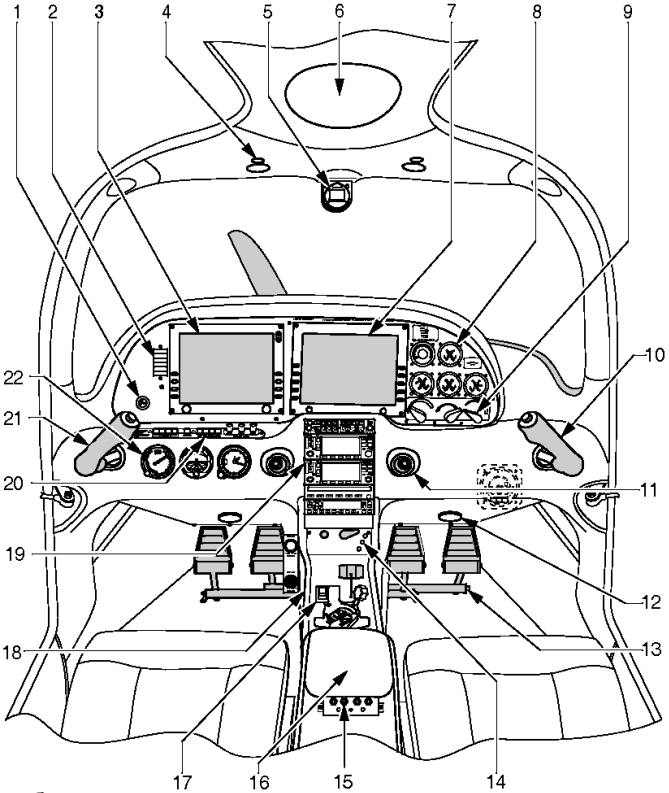
с левой стороны центрального пульта управления размещены автоматы защиты сети электропитания, кран резервного источника статического давления, резервные органы управления впуском воздуха и выключатель аварийного приводного передатчика. С правой стороны пульта управления расположена фрикционная ручка для регулирования и фиксации дроссельной заслонки и качества рабочей смеси. Вспомогательная штепсельная розетка, карман для карты, электрические разъемы для аудиоустройств, счетчик летных часов, аварийный молоток и электрические разъемы для гарнитуры размещены внутри подлокотника пульта управления.



Условные обозначения

1. Приборная доска
2. Табло световой сигнализации
3. Потолочный осветительный плафон и выключатель
4. Магнитный компас
5. Крышка ниши Т-образного выпускного рычага самолетной парашютной системы (CAPS)
6. Многофункциональный дисплей
7. Приборы контроля работы двигателя
8. Ручки регуляторов температуры и системы вентиляции
9. Ручка управления
10. Шаровой штуцер для подачи наружного воздуха
11. Отверстие для подачи кондиционированного воздуха
12. Педали руля направления
13. Переключатель и указатели положения закрылков
14. Разъемы для подключения аудиоустройств пассажиров
15. Подлокотник
16. Рычаг управления двигателем и переключатель топливной системы
17. Левая сторона пульта управления
    - Щиток автоматов защиты сети
    - Выключатель резервной системы подачи воздуха в двигатель
    - Стояночный тормоз
    - Резервный источник статического давления
18. Выключатель/указатель балансировки руля направления
19. Панель радиоэлектронного оборудования
20. Щиток переключателей на нижней панели приборной доски
21. Ручка управления
22. Замок зажигания с ключом запуска двигателя

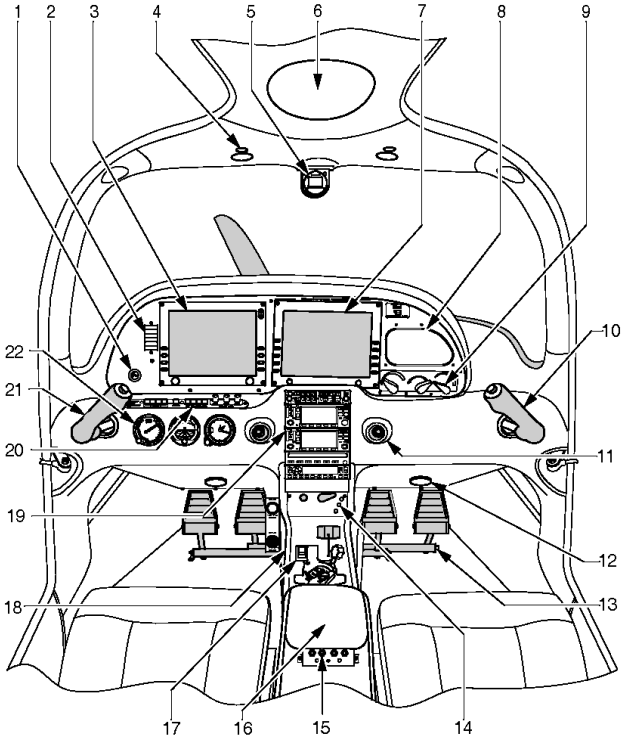
Рисунок 7-4 (лист 1 из 3)
Приборная доска и пульт управления



Условные обозначения

1. Замок зажигания с ключом запуска двигателя
2. Табло световой сигнализации
3. Основной пилотажный индикатор
4. Потолочный осветительный плафон и выключатель
5. Магнитный компас
6. Крышка ниши Т-образного выпускного рычага самолетной парашютной системы (CAPS)
7. Многофункциональный дисплей
8. Приборы контроля работы двигателя
9. Ручки регуляторов температуры и системы вентиляции
10. Ручка управления
11. Шаровой штуцер для подачи наружного воздуха
12. Отверстие для подачи кондиционированного воздуха
13. Педали руля направления
14. Переключатель и указатели положения закрылков
15. Разъем для подключения аудиоустройств пассажиров
16. Подлокотник
17. Рычаг управления двигателем и переключатель топливной системы
18. Левая сторона пульта управления
    - Щиток автоматов защиты сети
    - Выключатель резервной системы подачи воздуха в двигатель
    - Стояночный тормоз
    - Резервный источник статического давления
19. Панель радиоэлектронного оборудования
20. Щиток переключателей на нижней панели приборной доски
21. Ручка управления
22. Приборная доска

Рисунок 7-4 (лист 2 из 3)
Приборная доска и пульт управления



Условные обозначения

1. Замок зажигания с ключом запуска двигателя
2. Табло световой сигнализации
3. Основной пилотажный индикатор
4. Потолочный осветительный плафон и выключатель
5. Магнитный компас
6. Крышка ниши Т-образного выпускного рычага самолетной парашютной системы (CAPS)
7. Многофункциональный дисплей
8. Ящик для перчаток
9. Ручки регуляторов температуры и системы вентиляции
10. Ручка управления
11. Шаровой штуцер для подачи наружного воздуха
12. Отверстие для подачи кондиционированного воздуха
13. Педали руля направления
14. Переключатель и указатели положения закрылков
15. Разъем для подключения аудиоустройств пассажиров
16. Подлокотник
17. Рычаг управления двигателем и переключатель топливной системы
18. Левая сторона пульта управления
    - Щиток автоматов защиты сети
    - Выключатель резервной системы подачи воздуха в двигатель
    - Стояночный тормоз
    - Резервный источник статического давления
19. Панель радиоэлектронного оборудования
20. Щиток переключателей на нижней панели приборной доски
21. Ручка управления
22. Приборная доска

Рисунок 7-4 (лист 3 из 3)

Приборная доска и пульт управления

ПИЛОТАЖНЫЕ ПРИБОРЫ

Примечание. Дополнительная информация о маркировках предельных значений параметров представлена в *Разд. 2 – Ограничения*.

Основной пилотажный индикатор – *Самолет № 0435 и последующие*

Основной пилотажный индикатор (PFD) выполняет функции авиагоризонта, указателя курса, указателя воздушной скорости, высотомера, указателя вертикальной скорости, курсового гироскопа, указателя отклонения от курса и задатчика высоты, индицируя всю информацию на едином электронном дисплее. Кроме того, PFD поддерживает связь с системами GPS1, GPS2, NAV1, NAV2, взаимодействует с многофункциональным дисплеем и системой автопилота.

Основными компонентами интегральной системы стабилизации индикации воздушных данных / пространственного положения и курса (ADAHRS) являются трехосевой гироскоп с твердым ротором и система акселерометров, объединенная с магнитометром, что заменяет гировертикаль и курсовой гироскоп. Кроме того, система ADAHRS дает информацию о крене, тангаже и курсе, постоянно обновляет данные PFD о ветре на высоте и истинной воздушной скорости (TAS). Установленный в крыле блок магнитометра предоставляет данные о температуре наружного воздуха (OAT).

Самолетная система приемника воздушного давления подключена к PFD, в результате чего обеспечивается индикация данных о воздушной скорости, высоте и вертикальной скорости.

Резервные приборы воздушной скорости, пространственного положения и высоты расположены в левой части нижней панели приборной доски и работают от отдельного источника электропитания (не того, что подключен к PFD).

Резервные источники электроснабжения обеспечивают работу от постоянного тока напряжением 28 В. Электроэнергия подается через 10-амперный автомат защиты сети PFD1 на шине питания основных потребителей и 10-амперный автомат защиты сети PFD2 на главной шине 2. Система PFD питается по любой из двух сетей.

Ввод в действие системы происходит автоматически, сразу после включения питания. На дисплее появляется надпись: «Загрузка индикатора». При включении питания его яркость составляет 75 %. Типовое время настройки – 3 мин с момента включения питания от аккумулятора.

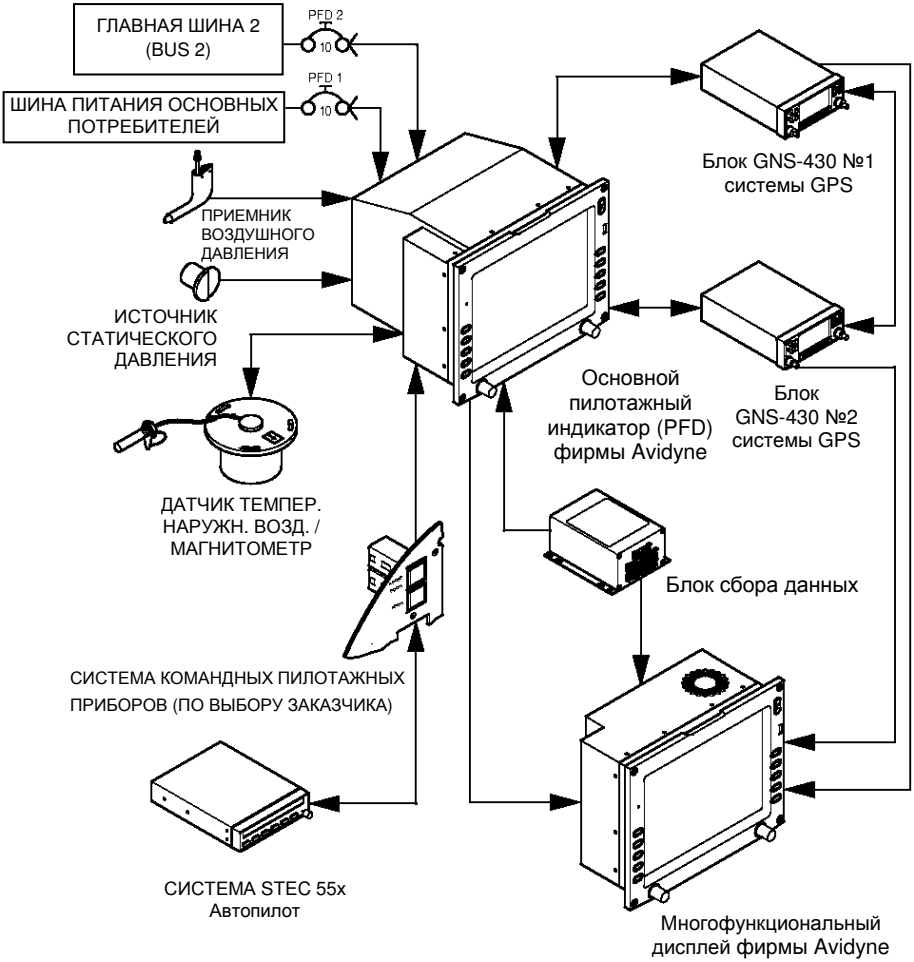


Рисунок 7-5

Упрощенная блок-схема системы основного пилотажного индикатора (PFD)

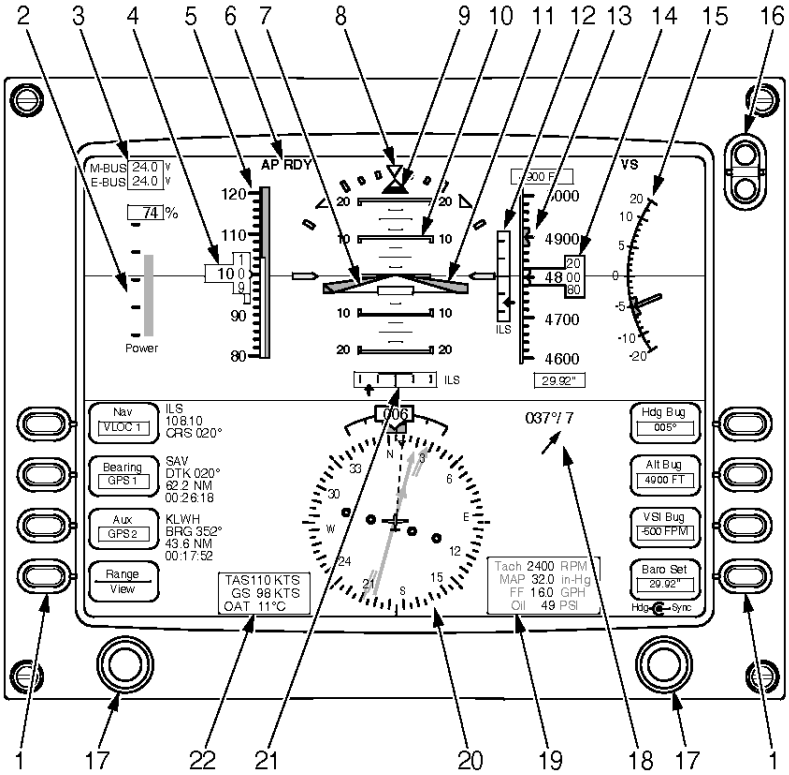
Указатель пространственного положения (ADI)

Воздушные данные

Ленточная шкала приборной воздушной скорости слева от главного ADI начинается со значения 20 KIAS и имеет кодированные по цвету метки, соответствующие посадочной скорости сваливания V_{SO}, максимальной скорости с выпущенными закрылками V_{FE}, скорости сваливания V_S, максимальной крейсерской скорости, допускаемой конструкцией V_{NO}, и максимальной непревышаемой скорости V_{NE}. Ленточная шкала высоты расположена справа от главного ADI и также имеет символ для задания высоты (индекс высоты). Справа от ленточной шкалы высоты отображается указатель вертикальной скорости (VSI). Значения вертикальной скорости индицируются в диапазоне ±2000 фут/мин, а при вертикальной скорости выше 2000 фут/мин стрелка указателя останавливается за пределом шкалы, после чего начинается цифровая индикация действительных значений вертикальной скорости в диапазоне до 4000 фут/мин. Дополнительный блок данных предусмотрен для индикации температуры наружного воздуха (OAT), истинной воздушной скорости (TAS) и путевой скорости (GS). Органы управления выбором индекса высоты и барометрической коррекцией расположены вдоль правой стороны PFD. Ниже ленточной шкалы высоты находится указатель скорости ветра.

Данные о пространственном положении

Пространственное положение индицируется на главном ADI контрольным символом самолета на фоне лестничной шкалы углов тангажа и дугообразной шкалы в верхней части ADI, отображающей углы крена. Под острием треугольного указателя угла крена располагается указатель юза/скольжения.



Условные обозначения

1. Кнопки навигационного и радиоэлектронного оборудования
2. Мощность двигателя (в процентах)
3. Напряжение на шинах питания
4. Окно индикации воздушной скорости
5. Ленточная шкала воздушной скорости
6. Табло автопилота
7. Контрольный символ самолета
8. Указатель угла крена
9. Указатель юза/скольжения
10. Лестничная шкала углов тангажа
11. Командные стрелки командного пилотажного прибора (КПП)
12. Указатель вертикального отклонения (VDI)
13. Ленточная шкала высоты
14. Окно индикации высоты
15. Указатель вертикальной скорости (VSI)
16. Кнопки управления яркостью (ЯРЧЕ/ТЕМНЕЕ)
17. Переключатель режима и дисплея
18. Вектор скорости ветра
19. Блок данных о работе двигателя
20. Плановый навигационный прибор (ПНП)
21. Указатель горизонтального отклонения (HDI)
22. Блок воздушных данных

Рисунок 7-6

Основной пилотажный индикатор

Плановый навигационный прибор (ПНП)

Курсовая информация

Магнитный курс отображается в цифровом окне над лимбом картушки компаса. Изменение курса при выполнении разворота (указатель скорости разворота) индицируется голубой стрелкой, которая начинает двигаться – в зависимости от направления разворота вправо или влево – по дуге за указателем магнитного курса. Градуировка шкалы указателя скорости разворота соответствует половинному и полному значениям стандартной скорости разворота. На картушке компаса обозначается индекс задатчика курса.

Навигационная информация

Навигационная информация индицируется на PFD в нескольких вариантах. Значение отклонения по указателю отклонения от курса (CDI) всегда отображается на ПНП, а стрелку пеленга устанавливает на ПНП пилот. Кнопки выбора источника навигационной информации, формата отображения навигационных данных, типа картушки компаса и движущейся карты размещены вдоль левой стороны PFD. Действующий план полета, загруженный в блок Nav/Com системы GPS, в случае его использования в качестве главного источника навигационной информации (Nav) может по желанию пилота отображаться на ПНП, так же как и выбранный пилотом участок движущейся карты. Если блок Nav/Com системы GPS – как главный источник навигационной информации – захватывает установленную частоту курсового маяка или системы посадки по приборам, на изображении указателя пространственного положения (ADI) автоматически отображаются указатель вертикального отклонения (VDI) и указатель горизонтального отклонения (HDI).

Примечание. В случае потери сигнала глиссадного или курсового маяка показания указателя горизонтального отклонения (HDI) и/или указателя вертикального отклонения (VDI) будут отображаться красными индексами. Красная индикация пропадет, только если восстановится прием потерянного сигнала, изменится источник навигационной информации на PFD или блок Nav/Com системы GPS перенастроен на другую частоту. При заходе на посадку пилот должен выполнить соответствующие действия.

Подробное описание основного пилотажного индикатора (PFD) приведено в *Руководстве пилота по эксплуатации PFD фирмы Avidyne FlightMax Entegra-Series.*

Авиагоризонт

Примечание. *Самолеты № 0435 и последующие с PFD: Авиагоризонт* установлен в левой части нижней панели приборной доски.

Авиагоризонт (указатель пространственного положения) служит для визуального отображения информации о положении самолета в пространстве. Положение самолета относительно продольной оси (крен) индицируется стрелкой в верхней части указателя на шкале крена с обозначениями углов 10°, 20°, 30°, 60° и 90° с обеих сторон от центральной метки. Неподвижный миниатюрный силуэт самолета, наложенный поверх подвижного поля прибора с белой линией символа горизонта, которая делит поле на две зоны, отображает положение самолета в пространстве по тангажу и крену. Верхняя зона «голубое небо» и нижняя зона «земля» имеют линии отсчета по тангажу, используемые для управления самолетом по тангажу. Указатель может отслеживать маневры самолета в диапазоне 360° по крену и 360° по тангажу. Кремальера в нижней части прибора позволяет произвести тонкую регулировку положения миниатюрного символа самолета относительно линии символа горизонта для более точной индикации пространственного положения.

Ручка арретира с надписью ДЛЯ АРРЕТИРОВАНИЯ ВЫТЯНУТЬ (PULL TO CAGE) на корпусе прибора используется для быстрого восстановления гироскопа. При вытянутом положении ручки показания углов тангажа и крена будут зафиксированы на соответствующих значениях с точностью до 2°.

Прибор работает от электропривода; появление красного бленкера GYRO свидетельствует о нарушении электропитания. Для работы гироскопа резервируются запараллеленные через диоды цепи пита ния постоянным током. Для работы гировертикали подается постоянный ток напряжением 28 В от 3-амперного автомата защиты сети «Attitude 1» на шине питания основных потребителей (Essential Bus) и от 3-амперного автомата защиты сети «Attitude 2» на главной шине питания 2 (Main Bus 2).

Указатель воздушной скорости

Примечание. *Самолет № 0435 и последующие с PFD:* На нижней панели приборной доски с левой стороны установлен резервный указатель воздушной скорости, индицирующий только приборную воздушную скорость.

Приборная и истинная воздушная скорость индицируется на двухшкальном высокоточном указателе со встроенной подсветкой, установленном на приборной доске пилота. Прибор отслеживает разность между величинами полного и статического давления и представляет результат в узлах на шкале воздушной скорости. Единственная стрелка указателя перемещается по шкале воздушной скорости с диапазоном от 40 до 220 узлов. Нулевой индекс находится в точке, соответствующей 12 часам. Вспомогательная шкала совмещает значение истинной воздушной скорости с соответствующим значением приборной воздушной скорости при вводе высотно-температурной поправки, отображаемой в коррекционном окне прибора. В левом нижнем углу прибора имеется кремальера для поворота шкалы барометрической высоты в коррекционном окне при выставлении текущих значений барометрической высоты и температуры наружного воздуха.

Указатель вертикальной скорости

Примечание. *Самолет № 0435 и последующие с PFD:* Указатель вертикальной скорости встроен в основной пилотажный индикатор PFD.

Вертикальная скорость самолета при наборе высоты или снижении, выраженная в футах в минуту, индицируется указателем вертикальной скорости с внутренней подсветкой, установленным на приборной доске пилота. Прибор отслеживает степень изменения статического давления относительно базового значения и отобра жает результат в футах в минуту при подъеме или снижении. Набор высоты индицируется поворотом стрелки указателя от нуля по часовой стрелке, а снижение – поворотом против часовой стрелки. Нулевое – базовое – положение шкалы соответствует 9 часам. Шкала прибора имеет диапазон от 0 до 2000 фут/мин с ценой деления 100 фут/мин в обоих направлениях – подъема (UP) и снижения (DOWN).

Высотомер

Примечание. *Самолет № 0435 и последующие с PFD:* Резервный высотомер расположен на нижней панели приборной доски с левой стороны.

Высота полета самолета индицируется на обычном трехстрелочном барометрическом высотомере с внутренней подсветкой шкалы, установленном на приборной доске пилота. Прибор воспринимает барометрическое давление, отрегулированное значение которого вводится установкой в окне циферблата, и отображает результат на приборе в футах высоты. Высотомер откалиброван на диапазон высот от 1000 до 20000 футов. Шкала имеет цифровую маркировку от 0 до 10 через каждые 2 единицы. Длинная стрелка указывает значение высоты в сотнях футов в пределах 1000 футов за полный оборот (при этом каждое деление шкалы соответствует 20 футам). Полный оборот короткой широкой стрелки соответствует изменению высоты на 10000 футов (при этом каждое деление шкалы соответствует 200 футам). Короткая узкая стрелка указывает значение высоты в десятках тысяч футов и перемещается в диапазоне от 0 (нуля) до 2 (20000 футов с шагом в 2000 футов). В барометрическом окне прибора выставляется значение барометрического давления в дюймах ртутного столба (in. Hg) либо в миллибарах (mb). Ввод барометрической высоты производится кремальерой, которая находится в нижнем левом углу прибора.

Координатор разворота

Примечание. *Самолет № 0435 и последующие с PFD:* Функции координатора разворота и индикация крена интегрированы в основной пилотажный индикатор (PFD).

Самолеты с комплектом РЭО в варианте А – № 0002 по № 1601, с № 1603 по № 1643, с № 1645 по № 1662 без PFD: Электрический координатор разворота индицирует информацию о крене, которая поступает в интегральную систему автопилота (System 30). Угловая скорость крена воспринимается электрическим гироскопом с одной рамкой и отображается на циферблате прибора. Дисплей прибора содержит символ самолета, который поворачивается для показания скорости крена, и стандартную стеклянную трубку, где в жидкости

перемещается воздушный пузырек. Маркировка L (ЛЕВ) и R (ПРАВ) соответствует стандартной при показаниях скорости крена в этих направлениях. Для работы прибора резервируются запараллеленные через диоды цепи питания постоянным током. К работающему гироскопу подается постоянный ток напряжением 28 В через 2-амперный автомат защиты сети КООРД. РАЗВОР. № 1 (TURN COORD No. 1) от шины питания основных потребителей (Essential Bus) и через 2-амперный автомат защиты сети КООРД. РАЗВОР. № 2 (TURN COORD No. 2) от главной шины питания 2 (Main Bus 2).

Самолеты с комплектом РЭО в варианте B – № 0002 по № 1601, с № 1603 по № 1643, с № 1645 по № 1662 без PFD: Установленный на приборной доске электрический координатор разворота индицирует информацию о крене, которая поступает в систему автопилота (System 55X). Конструкция и схема электропитания прибора аналогичны вышеописанному варианту.

Указатель отклонения от курса

Примечание. *Самолет № 0435 и последующие с PFD:* Указатель отклонения от курса интегрирован в основной пилотажный индикатор (PFD).

Самолеты с комплектом РЭО в варианте A – № 0002 по № 1601, с № 1603 по № 1643, с № 1645 по № 1662 без PFD: Указатель отклонения от курса (CDI) индицирует навигационную информацию, которая поступает от системы GPS 2 (Garmin GNC 420). Указатель отклонения от курса выдает величину курсовой девиации, определяемую системой GPS, на единую линейную шкалу. Индикация осуществляется с помощью вертикальной линии, перемещающейся вдоль 5-точечной шкалы. В указатель встроена сигнализация приближения/удаления (TO/FROM) и бленкер NAV. Кремальера OBS предназначена для ручного поворота азимутальной шкалы на требуемое значение пеленга. Для подсветки прибора к нему подается постоянный ток напряжением 28 В через 2-амперный автомат защиты сети ПОДСВ. ПРИБ (INST LIGHTS) от главной шины 1 (Main Bus 1).

Самолеты с комплектом РЭО в варианте В – № 0002 по № 1601, с № 1603 по № 1643, с № 1645 по № 1662 без PFD: Указатель отклонения от курса (CDI) индицирует навигационную информацию, которая поступает от системы GPS 2 (Garmin GNS 430). Выбор источника навигационной информации (GPS 2) осуществляется кнопкой CDI. Указатель CDI отображает отклонение от курса по сигналу всенаправленного ОВЧ-радиомаяка (VOR) или курсового радиомаяка (LOC) и глиссадного радиомаяка, если в качестве источника навигационной информации выбран «VLOC». В случае выбора «GPS» указатель CDI индицирует отклонение от заданной линии пути по сигналу системы GPS. Прибор имеет две линейные шкалы индикации отклонения. Вертикальная линия отслеживает отклонение от заданной линии пути по сигналам VOR/LOC или GPS на 5-точечной шкале. Горизонтальная линия отслеживает отклонение от траектории глиссады на 5-точечной шкале. В указатель встроены сигнализация приближения/удаления (TO/FROM), бленкеры NAV и GS. Кремальера OBS предназначена для ручного поворота азимутальной шкалы на требуемое значение пеленга. Для подсветки прибора к нему подается постоянный ток напряжением 28 В через 2-амперный автомат защиты сети ПОДСВ. ПРИБ. (INST LIGHTS) от главной шины 1 (Main Bus 1).

Плановый навигационный прибор

Примечание. *Самолеты № 0435 и последующие с PFD:* Плановый навигационный прибор интегрирован в основной пилотажный индикатор (PFD).

Самолеты с комплектом РЭО в варианте А – № 0002 по № 1601, с № 1603 по № 1643, с № 1645 по № 1662 без PFD: Плановый навигационный прибор – ПНП (HSI) – Century NSD-1000 представляет собой стандартный гиростабилизированный прибор с обычной стрелкой путевого угла, отображающий курсовую информацию с магнитной коррекцией, наглядной индикацией данных по сигналам VOR/LOC и глиссадного радиомаяка. Прибор индицирует курс самолета на шкале компаса, которая поворачивается относительно неподвижных символа самолета и курсовой линии. Курсовой гироскоп прибора, приводящий в движение шкалу компаса, согласован с индукционным датчиком в правой консоли крыла через усилитель,

установленный под полом рабочего места второго пилота. Переключатель СВОБОДН. ГИРО – КОРРЕКЦ. (FREE GYRO – SLAVE), расположенный под дисплеем прибора, позволяет пилоту выбрать соответствующий режим. В режиме «Коррекция» работа гироскопа корректируется индукционным датчиком. В режиме «Свободный гироскоп» необходимо произвести ручную корректировку гироскопа по показанию магнитного компаса самолета, нажав кремальеру НАЖАТЬ – УСТАНОВКА ШКАЛЫ (PUSH-SET-CARD) в нижнем правом углу прибора. Заданный курс устанавливается кремальерой «Курс» (Стрелка), которая находится в нижнем левом углу прибора. Путевой угол от планового навигационного прибора и текущий курс поступают в автопилот, что позволяет выдерживать направление полета либо под контролем NAV/LOC/GPS, либо по заданному курсу.

В приборе используются обычные предупредительные бленкеры. Бленкер КУРС (HDG) остается невидимым, пока к прибору поступает достаточный ток питания. Бленкер НАВИГАЦ. (NAV) остается невидимым, когда приемник НАВИГ. 1 (NAV 1) настроен на частоту радиомаяка VOR или LOC и принимает соответствующий сигнал. Отсутствие глиссадного бленкера ГЛИСС. (GS) – признак того, что приемник НАВИГ. 1 (NAV 1) настроен на ILS-частоту и принимает GS-сигнал.

Плановый навигационный прибор NSD-1000 работает от электросети, и появление в сигнальном окне красного бленкера ГИРО (GYRO) свидетельствует о сбое электропитания. Для обеспечения работы гироскопа резервируются запараллеленные посредством диодов цепи питания прибора постоянным током напряжением 28 В через 5-амперный автомат защиты сети HSI 1 от шины питания основных потребителей (Essential Bus) и через 5-амперный автомат защиты сети HSI 2 от главной шины питания 2 (Main Bus 2).

Самолеты с комплектом РЭО в варианте В – № 0002 по № 1601, с № 1603 по № 1643, с № 1645 по № 1662 без PFD: В приборе Sandel SN3308 объединены функции планового навигационного прибора (HSI), радиомагнитного указателя курсовых углов (RMI), цветной подвижной карты, дисплея грозоотметчика, сигнализатора GPS и трехламповых индикаторов маркерного маяка. Курсовая информация поступает от дистанционного курсового гироскопа и индукционного датчика.

Электропитание системы постоянным током напряжением 28 В поступает от резервных источников через 5-амперный автомат защиты сети HSI 1 на шине питания основных потребителей (Essential Bus) и через 5-амперный автомат защиты сети HSI 2 на главной шине питания 2 (Main Bus 2). Любая из этих цепей может обеспечивать работу навигационного прибора.

Для получения полноцветного изображения используется система проецирования на светопропускающий дисплей, приводящаяся в действие активной матрицей жидкокристаллического дисплея. Единственным источником света для проецирования служит галогенная лампа. Непосредственно под дисплеем расположена ручка регулировки яркости.

На дисплее планового навигационного прибора индицируется курсовая и навигационная информация в диапазоне 360° (аналогично стандартному механическому прибору) или в диапазоне 90° (EFIS 90° ARC). Прибор содержит шкалу текущего курса, курсовой индекс, стрелку курсового угла, линейную шкалу отклонения от курса, индикатор приближения/удаления (TO/FROM), указатель глиссады и бленкеры. Показания курсового индекса и стрелки курсового угла дублируются цифровыми показаниями, что облегчает точную установку значений пеленга и курса. Нажатием одной кнопки можно выбрать канал получения основной навигационной информации от любого из четырех разных источников: двух приемников сигналов радиомаяков VOR/ILS и двух приемников системы GPS. В качестве основных источников информации можно выбрать либо блок GPS1, либо блок NAV1. Могут отображаться две стрелки пеленга, подключаемые к любому из приемников системы NAV: GPS1, GPS2, NAV1 или NAV2. Блоки GPS2 и NAV2 могут использоваться только для индикации через стрелки пеленга, но не в качестве основных источников навигационной информации. Дисплей с цветным кодированием позволяет сразу определить, какой из источников выбран: зеленый – NAV1, желтый – NAV2, красный – GPS.

Устройство автоматически поворачивает стрелку курсового угла в направлении следующей точки пути или в направлении, диктуемом приемником системы GPS (Direct-To navigation); при этом отпадает необходимость изменять курс промежуточных точек пути вручную и, таким образом, снижается рабочая нагрузка пилота.

Механизм синхронизации курса и пеленга позволяет пилоту с помощью одной кнопки автоматически установить курсовой индекс точно в соответствии с текущим курсом или совместить стрелку курсового угла с направлением на маяк VOR, одновременно ликвидируя отклонение от требуемого курса. Обеспечена также подача управляющих сигналов по курсу и пеленгу на вход системы автопилота.

Прибор SN3308 определяет возникновение ненормальных условий и выдает предупредительный сигнал в таких случаях, как выход бленкеров навигационных приемников и отказ курсового гироскопа или индукционного датчика. Он также контролирует собственную температуру и предупреждает о перегреве или нарушении условий охлаждения.

Резервные запараллеленные посредством диодов цепи питания прибора потребляют постоянный ток напряжением 28 В через 5-амперный автомат защиты сети HSI 1 от шины питания основных потребителей (Essential Bus) и через 5-амперный автомат защиты сети HSI 2 от главной шины питания 2 (Main Bus 2).

Устройство автоматически поворачивает стрелку курсового угла в направлении следующей точки пути или в направлении, диктуемом приемником системы GPS (Direct-To navigation); при этом отпадает необходимость изменять курс промежуточных точек пути вручную и, таким образом, снижается рабочая нагрузка пилота.

Механизм синхронизации курса и пеленга позволяет пилоту с помощью одной кнопки автоматически установить курсовой индекс точно в соответствии с текущим курсом или совместить стрелку курсового угла с направлением на маяк VOR, одновременно ликвидируя отклонение от требуемого курса. Обеспечена также подача управляющих сигналов по курсу и пеленгу на вход системы автопилота.

Магнитный компас

Стандартный магнитный компас с жидким наполнителем и внутренней подсветкой шкалы установлен на потолке кабины непосредственно над лобовым стеклом. Прибор имеет коррекционную таблицу.

ЗАКРЫЛКИ

Однощелевые закрылки с электрическим приводом обеспечивают увеличение подъемной силы крыла при малой скорости полета. Каждый закрылок изготовлен из алюминия и закреплен на крыле в трех точках шарнирного крепления. На верхней передней кромке каждого закрылка установлена резиновая лента для предотвращения контакта закрылка с кромками закрылочного углубления в крыле. Закрылки могут избирательно устанавливаться в три положения – 0 %, 50 % (16°) и 100 % (32°) – переключателем ЗАКРЫЛКИ (FLAP). Команда на установку закрылков в требуемое положения поступает от переключателя на электромотор линейного привода, механически связанного с обоими закрылками поворотной трубой.

Выключатели привода ограничивают отклонение закрылков на выбранный угол и обеспечивают индикацию положения закрылков. В привод закрылков и цепи управления подается постоянный ток питания напряжением 28 В через 15-амперный автомат защиты сети ЗАКРЫЛКИ (FLAPS) от шины питания второстепенных потребителей (Non-Essential Bus).

Переключатель управления закрылками

Переключатель ЗАКРЫЛКИ (FLAPS) в виде аэродинамического профиля расположен в нижней части вертикальной секции центрального пульта управления. Переключатель фиксируется в трех положениях с соответствующей маркировкой: УБРАНЫ – UP (0%), 50 % и 100 % – ВЫПУЩЕНЫ (Down). Рядом с маркировкой 50 % и 100 % обозначены соответствующие значения воздушной скорости V_{FE}. Установка переключателя в требуемое положение вызывает перемещение закрылков вверх или вниз до соответствующего положения. Когда закрылки отклоняются в требуемое положение, загорается соответствующая сигнальная лампа у переключателя. При положении УБРАНЫ – UP (0 %) горит зеленая сигнальная лампа, если закрылки установлены в положение 50 % или 100 % – ВЫПУЩЕНЫ ПОЛНОСТЬЮ (100 %) – горит соответствующая желтая сигнальная лампа.

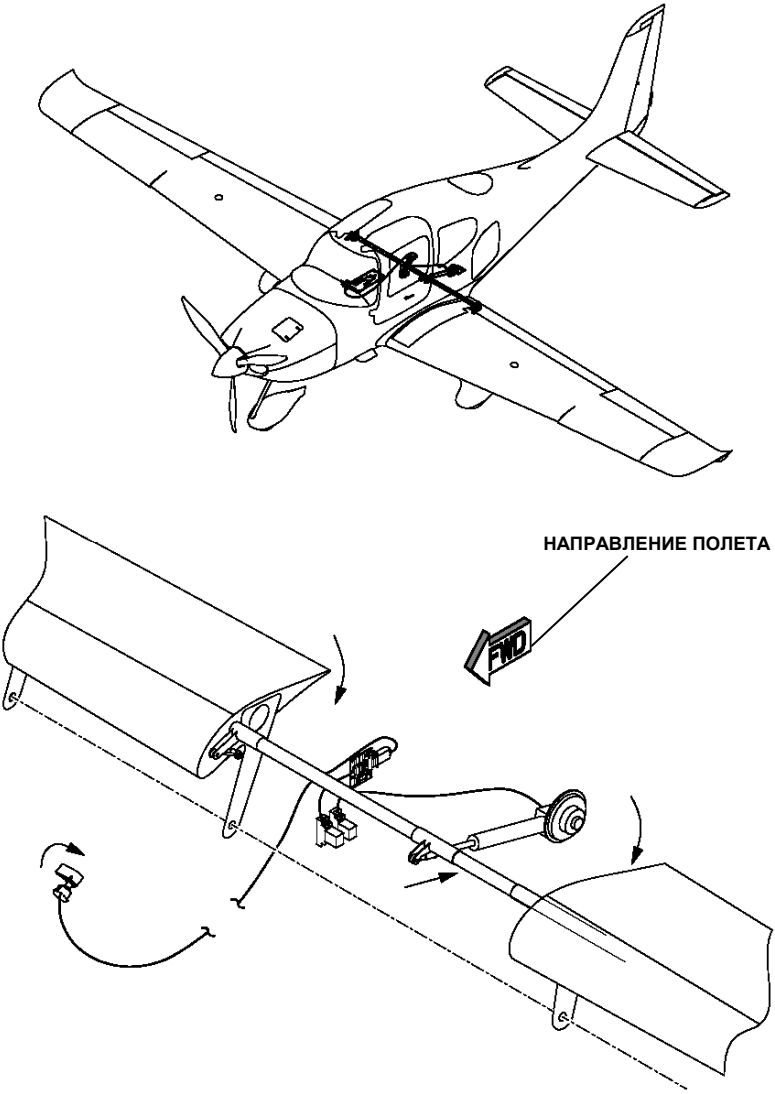


Рисунок 7-7

Закрылки крыла

ШАССИ

Главное шасси

Главные стойки шасси крепятся болтами к каркасу композитного крыла в зоне между лонжероном и задней стенкой воспринимающей поперечные усилия. Стойки главного шасси изготовлены из композитного материала в целях повышения усталостной прочности. Конструкция из композитного материала характеризуется прочностью и не требует технического обслуживания. Колеса главного шасси и обтекатели колес крепятся к стойкам болтами. В шины колес, размером 15 x 6,00 x 6 дюймов, вмонтированы пневматические камеры. Стандартные обтекатели колес легко снимаются, чем обеспечивается доступ к пневматикам и тормозам колес. Для накачивания камер и проверки давления в шинах обтекатели колес снабжены съемными заглушками. На каждом колесе главного шасси установлен автономный однодисковый гидравлический тормоз.

Носовое шасси

Стальная носовая стойка шасси имеет трубчатую конструкцию и крепится к стальной подмоторной раме двигателя. Носовое колесо легко заменяется и может поворачиваться в пределах дуги приблизительно в 216° (108° в каждую сторону от центра). Управление осуществляется дифференциальным использованием соответствующих тормозов главного шасси. Носовое колесо трубчатого типа, имеет размеры 5,00 x 5 дюймов.

КАБИНА САМОЛЕТА

Двери кабины

ВНИМАНИЕ. *Самолеты № 0795, № 0820 и последующие:* Перед закрытием двери кабины необходимо установить спинку кресла либо в полностью выпрямленное, либо в полностью откинутое положение. Спинки кресел, оставленных в крайнем переднем или промежуточном положении, могут повредить ручку или внутреннюю панель двери при закрытии.

Экипаж и пассажиры входят и выходят из кабины самолета через две широкие передние двери, крепящиеся на шарнирных петлях. Поворот ручки двери вводит штыри замка в отверстия, расположенные сверху и снизу задней стойки дверной рамы. Газовые упоры облегчают открытие дверей и удерживают их в открытом положении, противодействуя порывам ветра. В двери встроены подлокотники передних кресел. Обе двери в целях безопасности запираются на ключ. Ключ замка двери подходит к замку дверцы багажного отделения. Для замков крышек топливозаправочных горловин предусмотрены отдельные ключи.

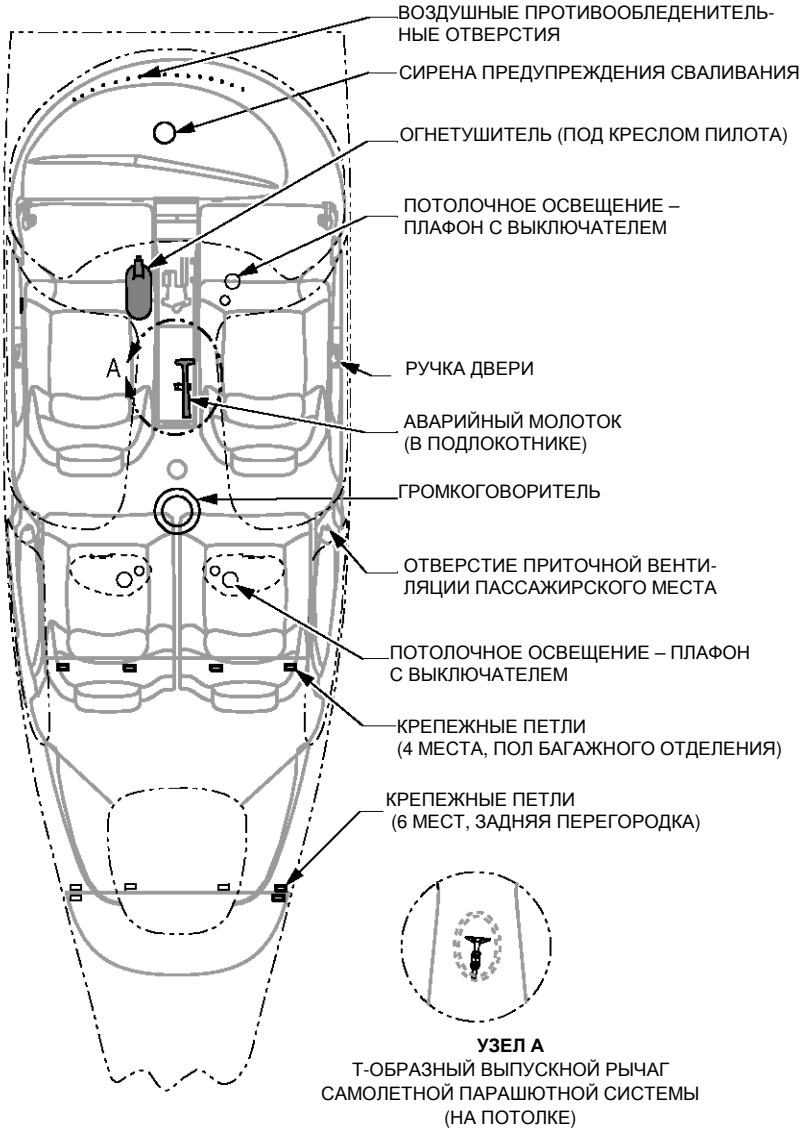


Рисунок 7-8

Компоновка кабины

Багажное отделение

Доступ в багажное отделение обеспечивается через дверцу на левом борту фюзеляжа позади крыла. Дверца багажного отделения крепится на шарнирных петлях к передней стойке рамы и закрывается замком со стороны задней стойки рамы. Замок дверцы снаружи запирается на ключ, который подходит к замкам дверей кабины.

Багажное отделение занимает пространство за пассажирскими креслами до задней перегородки кабины. Спинки задних кресел складываются вперед, за счет чего освобождается дополнительное пространство для размещения длинного или крупного багажа.

Для надежного закрепления багажа и других предметов в багажном отделении предусмотрены четыре лямки. На конце каждой лямки имеется крючок, а в середине – кулачковая защелка с пряжкой. Крючки лямок зацепляют за петли, закрепленные в полу багажного отделения и на задней перегородке. Лямки должны быть правильно уложены и подтянуты к крепежным петлям. Плохо закрепленные предметы в багажном отделении могут представлять опасность для находящихся в кабине людей, разлетевшись в случае внезапного снижения скорости. Надежно закрепляйте весь багаж лямками.

Закрепление багажа:

1. Расположите лямки поверх багажа. Если возможно, пропустите лямки через ручки багажа.
2. Зацепите крючки лямок за крепежные петли.
3. Зажимая пряжки лямок, поочередно затяните каждую лямку, охватив при этом весь багаж, находящийся в багажном отделении.

Ослабление натяжения лямок:

1. Выньте фиксатор пряжки и продвиньте пряжку вдоль лямки, ослабляя силу натяжения.
2. Выньте крючки из крепежных петель.

Кресла

Комплект кресел кабины состоит из двух отдельных регулируемых передних кресел для пилота и пассажира и двух отдельных задних пассажирских кресел со складывающимися вниз спинками.

Положение передних кресел регулируется в направлении вперед и назад, спинки передних кресел могут для комфорта пассажира отклоняться назад или складываться вперед, освобождая доступ к задним креслам. Кресла имеют встроенные подголовники. Регулировка смещения переднего кресла назад и вперед осуществляется ручкой фиксации положения, расположенной спереди под подушкой сиденья. Кресла перемещаются вперед с некоторым углом подъема, благодаря чему невысокий пассажир, передвинув кресло вперед, располагается несколько выше. Наклон спинки кресла производится рычагами с обеих сторон спинки. При снятии удерживающего усилия с рычага, фиксирующего наклон спинки, кресло возвращается в полностью поднятое положение.

ВНИМАНИЕ. В поддоны сидений кресел вмонтирована алюминиевая сотовая прослойка, которая под действием удара должна разрушаться, гася таким образом направленные вниз нагрузки. Чтобы не повредить эту прослойку, не наступайте и не опирайтесь коленями на сиденье.

Регулировка продольного положения переднего кресла:

1. Поднимите ручку регулировки положения.
2. Сдвиньте кресло в желаемое положение.
3. Отпустите ручку регулировки и убедитесь, что кресло зафиксировано в нужном положении.

Регулировка наклона спинки кресла:

1. Переместите и удерживайте рычаг регулировки наклона спинки.
2. Откиньте спинку с желаемым наклоном.
3. Отпустите рычаг регулировки наклона спинки.

Каждое заднее кресло состоит из жестко закрепленного поддона сиденья, складывающейся спинки и подголовника. Спинки кресел могут быть сняты со стороны багажного отделения, после чего, положив спинки на сиденья, можно создать перед багажным отделением дополнительную практически плоскую поверхность для размещения крупногабаритного груза.

Складывание спинки заднего кресла:

1. При подходе из багажного отделения поднимите коврик у нижней задней кромки сиденья, открыв доступ к фиксирующим штырям (закрепленным на шнурах) спинки.
2. Вытащите фиксирующие штыри и положите спинку на сиденье.

Лобовое стекло и окна

Лобовое стекло и боковые окна кабины изготовлены из акрила. Для чистки акриловых поверхностей используйте только чистую мягкую хлопчатобумажную ткань и нейтральные моющие средства. Подробные указания по уходу за акриловыми поверхностями приведены в *Разд. 8.*

Аварийно-спасательное оборудование

Ремни безопасности

Кресла пилота и каждого пассажира оборудованы комплектом ремней безопасности с инерционными замками, состоящим из поясных и плечевых ремней. Ремни задних кресел фиксируются в крепежных узлах полового настила, ремни передних кресел крепятся к рамкам кресел. Плечевые ремни передних кресел запираются инерционными замками, установленными в спинках кресел, а плечевые ремни задних кресел – инерционными замками, закрепленными на задней перегородке багажного отделения. Каждый плечевой ремень соединен с поясным ремнем. Пряжка замка каждого комплекта ремней располагается со стороны левой руки сидящего в кресле, а ответная серьга замка – со стороны правой руки. Инерционный замок обеспечивает полную свободу движений торса сидящего в кресле. При внезапном замедлении полета инерционные

замки автоматически срабатывают, обеспечивая защиту пристегнутых людей. Рекомендуется держать ремни сложенными и застегнутыми, когда они не используются.

Самолеты с № 0002 по № 1499, с № 1501 по № 1519 после доработки по бюллетеню SB 2X-25-14, самолеты № 1500, № 1520 и последующие: Для кресел экипажа в качестве составных элементов включены надувные плечевые ремни. Электронный модуль, установленный под полом кабины, содержит датчик удара, аккумулятор и соответствующую электроцепь для контроля скорости замедления самолета. В случае удара датчик воспринимает ударный импульс и выдает сигнал на вход нагнетательного устройства, установленного за рамой заднего кресла. Под воздействием сигнала высвобождается находящийся в нагнетательном устройстве газ, который моментально надувает подушку безопасности, вмонтированную в обшивку плечевого ремня. После наполнения подушка сдувается, позволяя пилотам (слева и справа) беспрепятственно покинуть самолет.

Порог срабатывания датчика удара на наполнение подушки безопасности предварительно регулируется, чтобы исключить ее надувание в нормальных условиях, например в случае грубой посадки, при ударе по креслу или под воздействием вибраций.

ВНИМАНИЕ. Между плечом сидящего человека и застегнутым плечевым ремнем не должно оставаться зазора из-за слабого натяжения ремня.

Рекомендуется держать ремни сложенными и застегнутыми, когда они не используются.

Пристегивание ремней безопасности:

1. Проденьте руки под плечевые ремни так, чтобы ремни легли на плечи.
2. Придерживая пряжку замка, плотно вставьте в замок серьгу.
3. Возьмитесь за ремни и с помощью пряжки и серьги подтяните их. В целях максимального комфорта и безопасности пряжка должна располагаться в центре на уровне бедер.

4. Когда пряжка сцентрирована и поясные ремни плотно сидят на бедрах, плечевые ремни должны плотно и удобно охватывать плечи.

Расстегивание ремней безопасности:

1. Сожмите рукой верхнюю часть пряжки напротив серьги и потяните наружу. Серьга должна свободно выскользнуть из пряжки.
2. Высвободите плечи из-под ремней.

Аварийный молоток

Аварийный молоток со сферическим бойком весом 8 унций находится в центральном подлокотнике, откуда он легко доступен с любого переднего места в самолете. В случае аварии, если двери кабины заклинило или не удается открыть, молотком можно разбить акриловое стекло и покинуть самолет.

Огнетушитель

Огнетушитель со сжиженным газом, содержащий хладон – огнегасящий состав Halon 1211/1301, закреплен спереди на внутренней стенке основания кресла пилота. Разрешено применение огнетушителя против пожаров класса B (жидкости, смазочные материалы) и пожаров класса C (электрическое оборудование). Состав Halon 1211/1301 характеризуется наилучшими огнегасящими свойствами и при этом малотоксичен. В разрядный механизм огнетушителя вставлена предохранительная чека, предотвращающая самопроизвольное выбрасывание огнегасящего состава. После каждого использования огнетушитель подлежит замене.

Приведение огнетушителя в действие:

1. Расстегните хомут и снимите огнетушитель с кронштейна.
2. Держа огнетушитель в вертикальном положении, вытащите предохранительную чеку.
3. Повернитесь к месту пожара и направьте сопло огнетушителя на ближайший участок очага возгорания.
4. Нажмите на красный рычаг и гасите пожар, водя огнетушителем из стороны в сторону.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Содержащийся в огнетушителе газ Halon может оказаться токсичным, особенно при тушении пожара в закрытом пространстве. После использования огнетушителя проветрите кабину, открыв вентиляционные отверстия и отперев дверь. Когда пары огнегасящего состава будут удалены, закройте дверь и вентиляционные отверстия.

Перед каждым полетом проверяйте наличие и техническое состояние огнетушителя внешним осмотром, чтобы удостовериться, что огнетушитель заряжен и готов к использованию. Во время предполетного осмотра убедитесь, что сопло огнетушителя не засорено, чека вставлена, а корпус не имеет механических повреждений. Кроме того, помните, что огнетушитель должен весить приблизительно 1,5 фунта (0,7 кг). При предполетном осмотре можно поднять огнетушитель и примерно определить полноту его заправки.

ДВИГАТЕЛЬ

На самолете SR22 установлен шестицилиндровый двигатель Teledyne Continental IO-550-N, с всасыванием воздуха, впрыском топлива, развивающий мощность до 310 л.с. при частоте вращения 2700 об/мин. Межремонтный ресурс двигателя составляет 2000 ч. В системе зажигания используются два магнето стандартной конструкции.

Самолеты с № 0002 по № 0819, не прошедшие доработки по бюллетеню SB 2X-71-06: Стальная монтажная рама двигателя соединена с противопожарной перегородкой четырьмя узлами крепления.

Самолеты с № 0002 по № 0819 после доработки по бюллетеню SB 2X-71-06, самолеты № 0820 и последующие: Стальная монтажная рама двигателя соединена с противопожарной перегородкой шестью узлами крепления. Стыковочные узлы противопожарной перегородки конструктивно усилены угловыми накладками, передающими осевую и изгибную нагрузки фюзеляжу.

Масляная система

Смазка и охлаждение двигателя осуществляются масляной системой высокого давления с картером. Масло для смазки двигателя нагнетается объемным маслонасосом из картера вместимостью 8 кварт и через сетчатый всасывающий фильтр, а затем через масляный фильтр поступает в смонтированный на двигателе масляный радиатор. На выходе маслонасоса установлен клапан сброса давления, перепускающий масло на вход в случае превышения маслонасосом предельных рабочих параметров. На масляном радиаторе имеется клапан для регулирования температуры, который перепускает масло при температуре ниже 180 °F (82 °C). Перепускаемое или охлажденное масло, пройдя затем через смазочные каналы, поступает к вращающимся деталям и во внутренние полости поршней. Кроме этого, масло подается в регулятор воздушного винта, который управляет шагом винта. Вся масляная система находится внутри двигателя. Крышка маслозаливной горловины и масломерная линейка расположены на левой задней стороне двигателя. Доступ к крышке горловины и масломерной линейке обеспечивается через лючок с верхней левой стороны капота двигателя.

ВНИМАНИЕ. Запрещается эксплуатация двигателя с объемом масла в картере менее 6 кварт. Для продолжительных полетов рекомендованный объем масла составляет 7 кварт (по показаниям масломерной линейки).

Охлаждение двигателя

Охлаждение двигателя обеспечивается отводом тепла в масло, а затем в воздух, проходящий через масляный радиатор, а также непосредственной передачей тепла в огибающий двигатель воздушный поток. Охлаждающий воздух поступает в двигательный отсек через два воздухозаборника в капоте. Алюминиевый дефлектор направляет поступающий воздух к двигателю и ребрам охлаждения цилиндров, где происходит теплопередача. Нагретый воздух выходит из двигательного отсека через два отверстия в задней части капота. Капот не имеет никаких подвижных щитков.

Система впрыска топлива

Подачу топлива в двигатель осуществляет многофорсуночная система впрыска непрерывного действия. Топливный насос с приводом от двигателя подает топливо из выбранного крыльевого бака в регулятор качества рабочей смеси, выполненный за одно целое с насосом. Регулятор качества рабочей смеси дозирует подаваемое топливо в соответствии с определяемым пилотом положением рычага управления качеством рабочей смеси. Из регулятора качества рабочей смеси топливо поступает в дозирующий клапан, установленный на корпусе дроссельной заслонки системы всасывания воздуха. Этот клапан регулирует расход топлива в зависимости от положения перемещаемого пилотом рычага управления двигателем. От дозирующего клапана топливо поступает в коллекторный клапан (spider), а затем – в отдельные форсунки впрыска. Система измеряет расход топлива пропорционально частоте вращения двигателя, положению рычага регулировки качества рабочей смеси и углу установки дроссельной заслонки. Предусмотрены ручное управление качеством рабочей смеси и отсечка топлива на режиме малого газа. Подавление паров топлива и подача топлива на прокачку осуществляется электрическим топливным насосом.

Система всасывания воздуха

Всасываемый воздух поступает в двигательный отсек через два воздухозаборника в передней части капота. Воздух, пройдя через сухой пенопластовый всасывающий фильтр и дроссельную заслонку, поступает сначала во входной шеститрубный коллектор двигателя, а затем – через входные отверстия цилиндров – в камеры сгорания. В случае засорения всасывающего фильтра пилот может вручную открыть резервный воздушный лючок всасывающей системы для обеспечения непрерывной работы двигателя. *См. Органы управления двигателем, Резервная система всасывания воздуха.*

Система зажигания

Система зажигания состоит из двух магнето с приводом от двигателя и двух свечей зажигания в каждом цилиндре. Правое магнето поджигает нижние правые и верхние левые свечи зажигания,

а левое – нижние левые и верхние правые. В нормальных условиях одновременно работают оба магнето, так как при сдвоенном зажигании обеспечивается более полное сгорание топливовоздушной рабочей смеси.

Выхлопная система

Выхлопные газы двигателя отводятся в атмосферу через настроенную выхлопную систему. По выходе из цилиндров отработанные газы попадают в выхлопной коллектор, откуда через глушитель, расположенный с правой стороны двигателя, или на *самолетах № 0320 и последующих*, – через глушители, расположенные по обе стороны двигателя, они поступают в выхлопную трубу (выхлопные трубы), расположенную (расположенные) в нижней части капота. На правом глушителе установлен муфтообразный теплообменник, через который теплый воздух подается для обогрева кабины.

Органы управления двигателем

Для удобства пилота органы управления двигателем размещаются на центральном пульте управления. К ним относятся объединенный рычаг – управления мощностью двигателя (дроссельной заслонкой) и управления качеством рабочей смеси. Маховичок фрикционного фиксатора с надписью ФИКСАТОР (FRICTION), расположенный на правой боковой стенке центрального пульта, регулирует свободу перемещения рычага и стопорение его в требуемом положении. С центрального пульта осуществляется также управление резервным всасыванием воздуха.

Рычаг управления двигателем

Объединенный рычаг управления двигателем (на центральном пульте управления) МАКС.–МОЩНОСТЬ–МАЛЫЙ ГАЗ (MAX–POWER–IDLE) регулирует угол установки дроссельной заслонки – в дополнение к автоматическому регулированию частоты вращения воздушного винта. Рычаг механически связан с корпусом дроссельной заслонки / клапаном, измеряющим расход топлива, и с регулятором оборотов воздушного винта. Перемещением рычага полностью вперед, в положение MAX, открывается дроссельная заслонка, и в топливный коллектор пропускается большее количество топлива.

Под действием отдельного троса, подсоединенного к регулятору оборотов воздушного винта, в регуляторе возрастает давление масла, что увеличивает шаг винта для поддержания частоты вращения двигателя. Система отрегулирована на частоту вращения приблизительно 2500 об/мин на крейсерском режиме и 2700 об/мин на режиме полной мощности.

Управление качеством рабочей смеси

Рычаг управления качеством рабочей смеси (на центральном пульте управления) ПОЛНОЕ ОБОГАЩ. – РАБ. СМЕСЬ – ОТСЕЧКА (RICH–MIXTURE–CUTOFF) регулирует процентное содержание топлива в топливовоздушной смеси, поступающей в камеры сгорания. Рычаг регулятора качества рабочей смеси механически связан с клапаном управления качеством рабочей смеси в топливном насосе с приводом от двигателя. Перемещение рычага вперед, в направлении положения ПОЛНОЕ ОБОГАЩ. (RICH), вызывает перенастройку клапана на более высокое процентное содержание топлива в смеси, а перемещение рычага назад, в сторону положения ОТСЕЧКА (CUTOFF), приводит к уменьшению процентного содержания топлива (обеднению рабочей смеси) в смеси. В крайнем заднем положении рычага ОТСЕЧКА клапан перекрывается.

Замок зажигания и запуска двигателя

Примечание. *Самолеты № 0435 и последующие с PFD:* Замок зажигания/запуска двигателя расположен на приборной доске.

Замок с ключом (на нижней панели приборной доски), представляющий собой поворотный переключатель, служит для включения системы зажигания и запуска двигателя. Ключ может устанавливаться в положения ВЫКЛ–ПРАВ–ЛЕВ–ОБА–ЗАПУСК (OFF–R–L–BOTH–START). При положении ключа ВЫКЛ (OFF) стартер электрически изолирован, оба магнето заземлены и не функционируют. В нормальных условиях двигатель работает от двух магнето (ключ в положении ОБА (BOTH)), за исключением проверочных и аварийных действий. Положения ключа ЛЕВ (L) и ПРАВ (R) используются

для проверки исправности соответствующего магнето и, если требуется, – для работы двигателя с одним магнето. Когда главный выключатель аккумулятора находится в положении ВКЛ (ON), поворот ключа с преодолением усилия пружины в положение ЗАПУСК (START) включает электропитание стартера и активирует оба магнето. При отпускании ключа переключатель автоматически возвращается в положение ОБА (BOTH).

Резервная система всасывания воздуха

Рукоятка резервной системы всасывания воздуха РЕЗЕРВ. ВОЗД – ВЫТЯНУТЬ (ALT AIR – PULL) расположена с левой стороны центрального пульта управления, у щиколотки правой ноги пилота. Для включения системы нажмите центральную запорную кнопку рукоятки, вытяните рукоятку в открытое положение и отпустите запорную кнопку. При вытягивании рукоятки открываются дверца резервного всасывания воздуха на входном коллекторе двигателя и перепуск воздуха в обход воздушного фильтра, в результате чего теплый нефильтрованный воздух поступает в двигатель. Резервная система всасывания воздуха должна использоваться в случае, если подозревается блокировка нормального источника воздуха. Время эксплуатации двигателя с использованием резервной системы всасывания воздуха необходимо свести к минимуму и как можно скорее устранить причину блокировки воздушного фильтра.

Приборы контроля работы двигателя

Самолет SR22 комплектуется приборами и сигнальными лампами для контроля параметров работы двигателя.

Примечание. Дополнительная информация, касающаяся маркировки предельных значений параметров, изложена в *Разд. 2 – Ограничения.*

Самолеты с № 0002 по № 1601, с № 1603 по № 1643 и с № 1645 по № 1662: Приборы контроля работы двигателя расположены с правой стороны приборной доски, а сигнальная лампа температуры/давления масла – на табло световой сигнализации прямо перед пилотом.

Самолеты № 1602, № 1644, № 1663 и последующие: Приборы контроля работы двигателя отображаются на странице «Двигатель» многофункционального дисплея (MFD). Отдельный блок сбора данных (DAU), расположенный над отбортовкой правой двери кабины, преобразует аналоговые сигналы датчиков температуры в головках цилиндров (CHT), температуры выходящих газов (EGT), давления в коллекторе (MAP), давления масла, температуры масла и тахометра в цифровой формат, который затем поступает в многофункциональный дисплей (MFD) и/или основной пилотажный индикатор (PFD). Постоянный ток напряжением 28 В подается для питания блока сбора данных (DAU) от шины питания основных потребителей (Essential Bus) через 2-амперный автомат защиты сети СВЕТ. ТАБЛО / ПРИБ. КОНТР. ДВИГ. (ANNUN / ENGINE INST).

Основной пилотажный индикатор (PFD) представляет режим работы двигателя (мощности) на вертикальной ленточной шкале в левой верхней зоне дисплея и текстом в окне сразу над шкалой. Частота вращения двигателя, давление в коллекторе, расход топлива и давление масла постоянно отображаются на блоке данных в нижнем правом углу PFD.

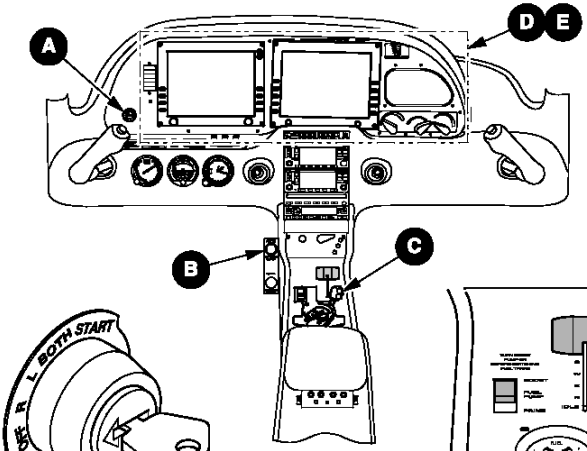
Сообщения о нормальном функционировании систем, сообщения предупредительной и аварийной сигнализации отображаются в информационных окнах в нижнем правом углу экрана многофункционального дисплея с использованием цветового кодирования. Кроме того, текст, отображающий параметры работы двигателя, на экране PFD меняется в соответствии с цветом информационного окна в течение действия сигнализации.

Лампа аварийной сигнализации температуры/давления масла расположена на табло световой сигнализации прямо перед пилотом.

Примечание. *Самолеты № 0002 и последующие с дополнительным оборудованием EMax Engine Monitoring, установленным на заводе-изготовителе, или после доработки по бюллетеню SB 22-77-01:* Описание нижеследующих компонентов приборов контроля работы двигателя соответствует вышеизложенному для самолетов № 1602, № 1644, № 1663 и последующих, за исключением:

- Датчики температуры EGT и CHT установлены соответственно в каждой выхлопной трубе и головке каждого цилиндра. Многофункциональный дисплей модернизирован для отображения шести каналов информации по параметрам EGT и CHT.

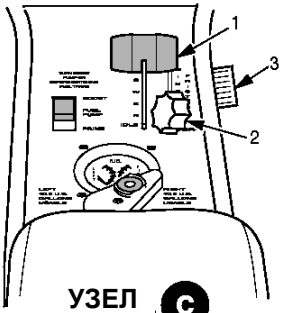
Более подробная информация, касающаяся многофункционального дисплея и его рабочих режимов, а также указания по эксплуатации дополнительного оборудования EMax *изложены в «Руководстве для пилота Avidyne FlightMax EX5000C».*



УЗЕЛ A

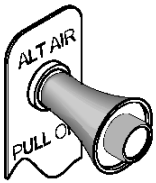
Замок зажигания и запуска двигателя

Самолеты с № 0002 по № 0434
Замок расположен в левой части нижней панели приборной доски



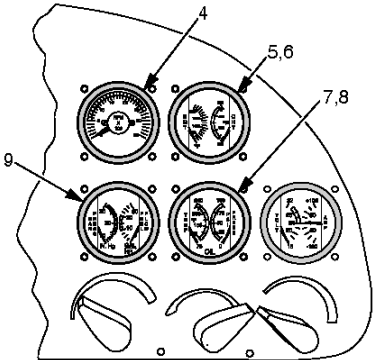
УЗЕЛ C

Органы управления двигателем



УЗЕЛ B

Рукоятка резервной системы всасывания воздуха



Самолеты с № 0002 по №1601, с № 1603 по № 1643, с № 1645 по № 1662

УЗЕЛ D

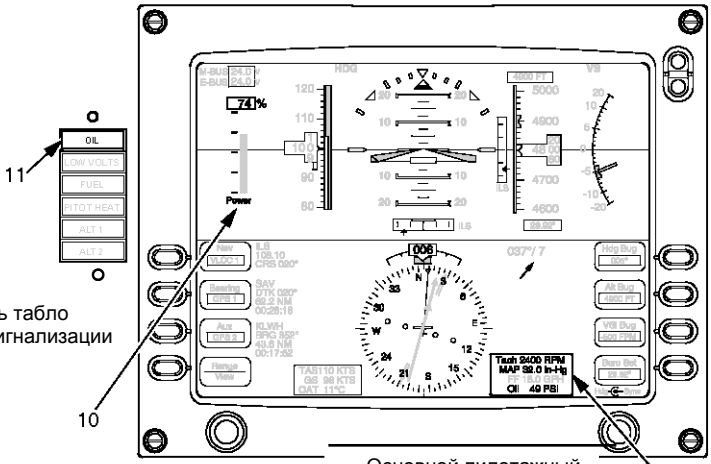
Приборы контроля работы двигателя

УСЛОВНЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ

1. Рычаг управления двигателем
2. Регулятор качества рабочей смеси
3. Маховичок фрикционного фиксатора
4. Тахометр
5. Температура выходящих газов (EGT)
6. Температура в головках цилиндров (CHT)
7. Температура масла
8. Давление масла
9. Давление в коллекторе

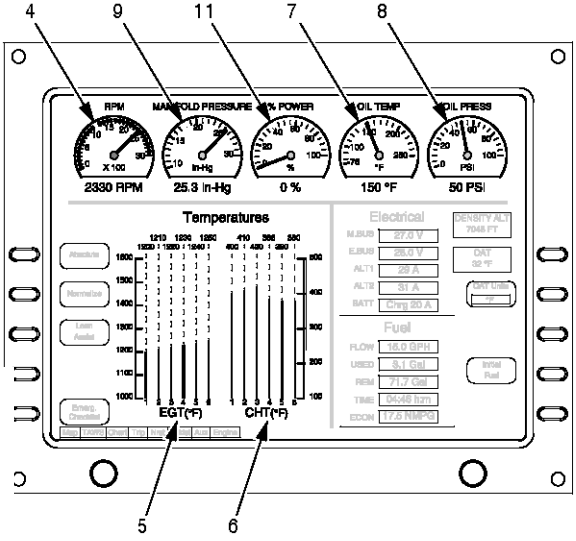
Рисунок 7-9 (лист 1 из 2)

Органы управления двигателем и приборы контроля работы двигателя



Панель табло
световой сигнализации

Основной пилотажный
индикатор



Многофункциональный дисплей

УСЛОВНЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ

4. Тахометр
5. Температура выходящих газов (вариант с EMax)
6. Температура в головках цилиндров (вариант с EMax)
7. Температура масла
8. Давление масла
9. Давление в коллекторе
10. Мощность (в процентах)
11. Лампа аварийной сигнализации масла

УЗЕЛ E

Приборы контроля работы двигателя
Самолет № 1602, № 1644, № 1663 и последующие

Рисунок 7-9 (лист 2 из 2)

Органы управления двигателем и приборы контроля работы двигателя

Тахометр

Самолеты с № 0002 по № 1601, с № 1603 по № 1643, с № 1645 по № 1662: Тахометр (2¼ дюйма) расположен на правой стороне приборной доски, рядом с другими приборами контроля работы двигателя. Стрелка прибора поворачивается в пределах шкалы от 0 до 3500 об/мин с ценой деления 100 об/мин.

Электрически управляемый тахометр воспринимает сигнал, пропорциональный частоте вращения двигателя, от магнитного датчика, установленного на правом магнето. Для питания прибора к нему подается постоянный ток напряжением 28 В от главной шины 1 (Main Bus 1) через 5-амперный автомат защиты сети ПРИБ. ДВИГ. (ENGINE INST).

Самолеты № 1602, № 1644, № 1663 и последующие: Частота вращения двигателя отображается вверху крайнего левого угла экрана многофункционального дисплея (MFD) как в виде имитируемого тахометра, так и текста. В имитируемый тахометр через блок сбора данных (DAU) поступает сигнал, пропорциональный частоте вращения двигателя, от магнитного датчика, установленного на правом магнето. Стрелка имитируемого прибора поворачивается в пределах шкалы от 0 до 3000 об/мин с ценой деления 50 об/мин.

Кроме этого, частота вращения двигателя в постоянном режиме индицируется в блоке данных двигателя, располагающемся в нижнем правом углу экрана основного пилотажного индикатора (PFD).

В случае если частота вращения двигателя остается выше 2710 об/мин в течении 5 с, в нижнем правом углу дисплея MFD в красном информационном окне появляется надпись «Проверь обороты» («Check RPM»).

Для отображения цифровой информации в прибор подается постоянный ток напряжением 28 В от шины питания основных потребителей через 2-амперный автомат защиты сети СВЕТ. ТАБЛО/ ПРИБ. ДВИГ (ANNUN / ENGINE INST).

Гистограммы температуры выходящих газов / температуры в головках цилиндров

Самолеты с № 0002 по № 1601, с № 1603 по № 1643 и с № 1645 по № 1662, не имеющие дополнительного оборудования EMax Engine Monitoring: Комбинированный указатель (2¼ дюйма) температуры выходящих газов (EGT) и температуры в головках цилиндров (CHT) расположен на приборной доске справа. Для работы прибора к нему подается постоянный ток напряжением 28 В от главной шины питания 1 (Main Bus 1) через 5-амперный автомат защиты сети ПРИБ. ДВИГ. (ENGINE INST).

Стрелка указателя температуры выходящих газов (EGT) поворачивается в диапазоне шкалы от 1250 °F до 1650 °F с ценой деления 25 °F. Шкала указателя EGT не имеет маркировки предельных значений. Электрический указатель EGT воспринимает сигнал, пропорциональный температуре выходящих газов, от термопары, установленной в струе газов, выходящих через выхлопную трубу цилиндра № 4. Стрелка указателя температуры в головках цилиндров (CHT) перемещается по шкале с диапазоном от 200 °F до 500 °F. Электрический указатель CHT воспринимает сигнал, пропорциональный температуре в головках цилиндров, от датчика температуры, вмонтированного в головку цилиндра № 6 с левой стороны двигателя.

Самолеты № 1602, № 1644, № 1663 и последующие: Значения температуры выходящих газов (EGT) и температуры в головках цилиндров (CHT) индицируются на экране многофункционального дисплея (MFD) в виде гистограмм – диаграмм из вертикальных столбиков, высота которых увеличивается или уменьшается в зависимости от роста или падения температуры.

Указатель температуры выходящих газов (EGT) воспринимает сигнал, пропорциональный температуре газов, от блока сбора данных (DAU), куда поступает сигнал датчика температуры, установленного в струе газов, выходящих через выхлопную трубу цилиндра № 4.

Гистограмма EGT имеет диапазон от 1000 °F до 1600 °F с маркировкой через каждые 100 °F. Значения EGT каждого цилиндра индицируются цифрами над соответствующим столбиком. При изменении EGT на диаграмме под цифровой индикацией появляются стрелки, направленные вниз или вверх – в зависимости от роста или падения температуры.

Указатель температуры в головках цилиндров (CHT) воспринимает сигнал, пропорциональный значению этой температуры, от блока сбора данных (DAU), куда поступает сигнал датчика температуры, установленного в головке цилиндра № 6. Гистограмма CHT имеет диапазон от 100 °F до 500 °F с маркировкой через каждые 100 °F. Значения CHT каждого цилиндра индицируются цифрами над соответствующим столбиком. При изменении CHT на диаграмме под цифровой индикацией появляются стрелки, направленные вниз или вверх – в зависимости от роста или падения температуры.

В случае если CHT превышает 420 °F, в нижнем правом углу многофункционального дисплея MFD в желтом информационном окне появляется надпись «Проверь темпер. цилиндр.» («Check CHT»). Если CHT превышает 460 °F, эта надпись появляется в красном информационном окне в нижнем правом углу многофункционального дисплея MFD.

Для отображения цифровой индикации к прибору подается постоянный ток 28 В от шины питания основных потребителей (Essential Bus) через 2-амперный автомат защиты сети СВЕТ. ТАБЛО / ПРИБ. ДВИГ (ANNUN / ENGINE INST).

Указатель (указатели) температуры/давления масла

Самолеты с № 0002 по № 1601, с № 1603 по № 1643, с № 1645 по № 1662: Комбинированный указатель (2¼ дюйма) температуры и давления масла расположен на приборной доске справа под указателем температуры выходящих газов / температуры в головках цилиндров (EGT/CHT). Прибор имеет внутреннюю подсветку. Для работы прибора к нему подается постоянный ток 28 В от главной шины питания 1 (Main Bus 1) через 5-амперный автомат защиты сети ПРИБ. ДВИГ. (ENGINE INST).

Стрелка указателя температуры масла перемещается в диапазоне шкалы от 50 °F до 250 °F с ценой деления 25 °F. Указатель температуры масла воспринимает сигнал от датчика температуры, установленного внизу с левой стороны двигателя под масляным радиатором.

Стрелка указателя давления масла перемещается в диапазоне шкалы от 0 до 100 фунт/кв. дюйм. Указатель давления масла воспринимает сигнал от датчика давления, установленного в задней части двигателя под масляным радиатором.

В нормальных условиях давление масла может падать до 10 фунт/кв. дюйм на режиме малого газа, при более высоких оборотах давление масла составляет 30–60 фунт/кв. дюйм.

Самолет № 1602, № 1644, № 1663 и последующие: Температура масла индицируется в верхнем правом углу экрана многофункционального дисплея (MFD) как на имитируемом указателе, так и текстом. Имитируемый указатель температуры масла воспринимает сигнал от блока сбора данных (DAU), куда поступает сигнал датчика температуры, установленного под масляным радиатором. Стрелка указателя перемещается по шкале в диапазоне от 75 °F до 250 °F с ценой деления 10 °F.

В случае если температура масла достигает 235 °F, в нижнем правом углу экрана многофункционального дисплея MFD в красном информационном окне появляется надпись «Следи за темпер. масла» («Monitor Oil Temperature»).

Если температура масла превышает 240 °F, в нижнем правом углу экрана многофункционального дисплея MFD в красном информационном окне появляется надпись «Проверь темпер. масла» («Monitor Oil Temperature»).

Давление масла индицируется в крайнем правом углу экрана многофункционального дисплея MFD как на имитируемом указателе, так и текстом. Имитируемый указатель давления масла воспринимает пропорциональный давлению сигнал от блока сбора данных (DAU), куда поступает сигнал датчика давления, установленного под масляным радиатором. Стрелка указателя перемещается по шкале в диапазоне от 0 до 100 фунт/кв. дюйм. Цена деления шкалы составляет 5 фунт/кв. дюйм.

Кроме того, давление масла постоянно отображается в блоке данных работы двигателя в нижнем правом углу экрана основного пилотажного индикатора (PFD).

В случае если давление масла падает ниже 10 фунт/кв. дюйм или превышает 99 фунт/кв. дюйм, в нижнем правом углу экрана многофункционального дисплея (MFD) в красном информационном окне появляется надпись «Проверь давл. масла» («Check Oil Press»).

Когда давление масла падает ниже 30 фунт/кв. дюйм или превышает 75 фунт/кв. дюйм, в нижнем правом углу экрана многофункционального дисплея (MFD) в желтом информационном окне появляется надпись «Проверь давл. масла» («Check Oil Press»).

К прибору подается постоянный ток напряжением 28 В от шины питания основных потребителей (Essential Bus) через 2-амперный автомат защиты сети СВЕТ. ТАБЛО / ПРИБ. ДВИГ (ANNUN / ENGINE INST).

Указатель расхода топлива и/или давления в коллекторе

Самолеты с № 0002 по № 1601, с № 1603 по № 1643, с № 1645 по № 1662: Комбинированный указатель (2¼ дюйма) расхода топлива и давления в коллекторе расположен на приборной доске справа непосредственно под тахометром. Индикатор имеет внутреннюю подсветку.

Для работы прибора к нему подается постоянный ток напряжением 28 В от главной шины питания 1 (Main Bus 1) через 5-амперный автомат защиты сети ПРИБ. ДВИГ (ENGINE INST).

Стрелка указателя расхода топлива перемещается в диапазоне шкалы от 0 до 30 галл/ч. Указатель расхода топлива воспринимает сигнал, пропорциональный расходу от датчика расходомера, установленного на правой стороне двигателя в топливной магистрали между топливным насосом, приводящимся от двигателя, и дозирующим клапаном на корпусе дроссельной заслонки.

Стрелка указателя давления в коллекторе перемещается в диапазоне шкалы от 10 до 30 дюймов ртутного столба с ценой деления в один дюйм. Указатель давления в коллекторе воспринимает сигнал от датчика давления, установленного в линии всасывания воздуха на левой стороне воздушного коллектора около корпуса дроссельной заслонки.

Самолеты № 1602, № 1644, № 1663 и последующие: Давление в коллекторе индицируется в верхнем левом углу экрана многофункционального дисплея (MFD) как на имитируемом указателе, так и текстом.

Имитируемый указатель давления воспринимает пропорциональный давлению сигнал от блока сбора данных (DAU), куда поступает сигнал датчика давления, установленного около корпуса дроссельной заслонки. Стрелка указателя перемещается по шкале в диапазоне от 10 до 30 дюймов ртутного столба с ценой деления в один дюйм.

Кроме того, давление в коллекторе постоянно отображается в блоке данных работы двигателя в нижнем правом углу экрана основного пилотажного индикатора (PFD).

Для отображения цифровой индикации к прибору подается постоянный ток напряжением 28 В от шины питания основных потребителей (Essential Bus) через 2-амперный автомат защиты сети СВЕТ. ТАБЛО / ПРИБ. ДВИГ (ANNUN / ENGINE INST).

Указатель мощности двигателя (в процентах)

Самолеты № 1602, № 1644, № 1663 и последующие: Мощность двигателя в процентах индицируется вверху в середине экрана многофункционального дисплея (MFD) как на имитируемом указателе, так и текстом.

Имитируемый указатель мощности двигателя отображает вычисляемую мощность в процентах от максимальной мощности двигателя. Алгоритм расчета учитывает давление в коллекторе, приборную воздушную скорость, температуру наружного воздуха, барометрическую высоту, частоту вращения двигателя и расход топлива. Стрелка указателя перемещается по шкале в диапазоне от 0 до 100 % с ценой деления 5 %.

Кроме того, мощность двигателя в процентах постоянно отображается в левой верхней зоне экрана основного пилотажного индикатора (PFD) в формате вертикальной ленточной шкалы и текстом непосредственно над шкалой.

Для отображения цифровой индикации к прибору подается постоянный ток напряжением 28 В от шины питания основных потребителей (Essential Bus) через 2-амперный автомат защиты сети СВЕТ. ТАБЛО / ПРИБ. ДВИГ (ANNUN / ENGINE INST).

Лампа аварийной сигнализации масла

Загорание красной лампы МАСЛО (OIL) на табло световой сигнализации свидетельствует либо о высокой температуре, либо о низком давлении масла в масляной системе двигателя. Загорание лампы происходит, если срабатывает выключатель в системе связи между датчиком температуры масла и блоком сбора данных (DAU), когда температура масла достигает 240 °F, или если давление масла падает до 10 фунт/кв. дюйм или ниже. В случае загорания лампы МАСЛО (OIL) в полете проверьте показания указателей температуры и давления масла, чтобы определить причину неполадки. Обычно индикация низкого давления сопровождается индикацией высокой температуры масла. На лампу подается постоянный ток напряжением 28 В от шины питания основных потребителей (Essential Bus) через 2-амперный автомат защиты сети СВЕТ. ТАБЛО / ПРИБ. ДВИГ (ANNUN / ENGINE INST).

ВОЗДУШНЫЙ ВИНТ

На самолете установлен выполненный из алюминиевого сплава трехлопастный воздушный винт (диаметром 78 дюймов) с регулятором оборотов.

Регулятор воздушного винта, автоматически изменяя его шаг (угол установки лопастей), поддерживает постоянной частоту вращения винта и двигателя. Регулятор винта воспринимает частоту вращения двигателя посредством центробежных грузиков и учитывает положение дроссельной заслонки, с которой он механически связан тросом, закрепленным на рычаге управления двигателем (дроссельной заслонкой) в кабине. Когда регулятор винта изменяет давление масла, это вызывает соответствующее изменение шага винта. Перемещение рычага управления двигателем вперед заставляет регулятор снизить высокое давление масла, воздействующее на втулку воздушного винта. В результате действующая на лопасти винта центробежная сила уменьшает шаг винта, что приводит к повышению частоты вращения. Перестановка рычага управления двигателем назад заставляет регулятор винта повысить высокое давление масла, воздействующее на втулку воздушного винта. Это вызывает изменение установки лопастей на увеличение шага винта

и соответствующее уменьшение частоты вращения. В условиях стабилизированного полета регулятор воздушного винта автоматически изменяет шаг винта и поддерживает постоянной частоту вращения (положение дроссельной заслонки). Любое изменение воздушной скорости или нагрузки на воздушный винт приводит к соответствующему изменению шага воздушного винта.

ТОПЛИВНАЯ СИСТЕМА

Топливная система, вмещающая 81 галлон расходуемого топлива, обеспечивает подачу топлива для работы двигателя. Она включает в себя кессонные топливные баки вместимостью 42 галл. каждый (расходуется 40,5 галл.) с топливными коллекторами/картерами в каждой консоли крыла, трехпозиционный селекторный клапан, электрический подкачивающий насос и топливный насос с приводом от двигателя. Из каждого бака топливо поступает самотеком в соответствующий коллектор/картер, откуда топливный насос (с приводом от двигателя) осуществляет подачу топлива под давлением через фильтр и селекторный клапан в систему впрыска топлива в двигатель. Электрический подкачивающий насос используется для прокачки и подавления паров топлива.

Каждый встроенный в крыло топливный бак снабжен заправочной горловиной на верхней поверхности крыла. На нижней поверхности крыла имеются лючки для доступа к соответствующим кессонам (бакам) при проведении общего осмотра и технического обслуживания. Указатели количества топлива индицируют информацию об уровне топлива, поступающую от поплавковых датчиков уровня в обоих крыльевых баках. Необходимое давление в баке поддерживается через линию дренажа каждого крыльевого бака. Из каждого бака топливо поступает самотеком и проходит через сетчатый фильтр и откидной клапан в соответствующий коллектор. Каждый коллектор/картер снабжен клапанами слива и дренажа в топливный бак.

Приводящийся двигателем топливный насос прокачивает топливо из двух расходных баков через трехпозиционный селекторный клапан (ЛЕВ-ПРАВ-ОТКЛ (LEFT-RIGHT-OFF)), который переключает подачу топлива из выбранного бака. После топливного насоса топливо смешивается в требуемой пропорции с всасываемым воздухом, проходит через расходомер в разделитель потока и затем подается

в соответствующие цилиндры. Избыточное топливо по линии слива возвращается в выбранный расходный бак.

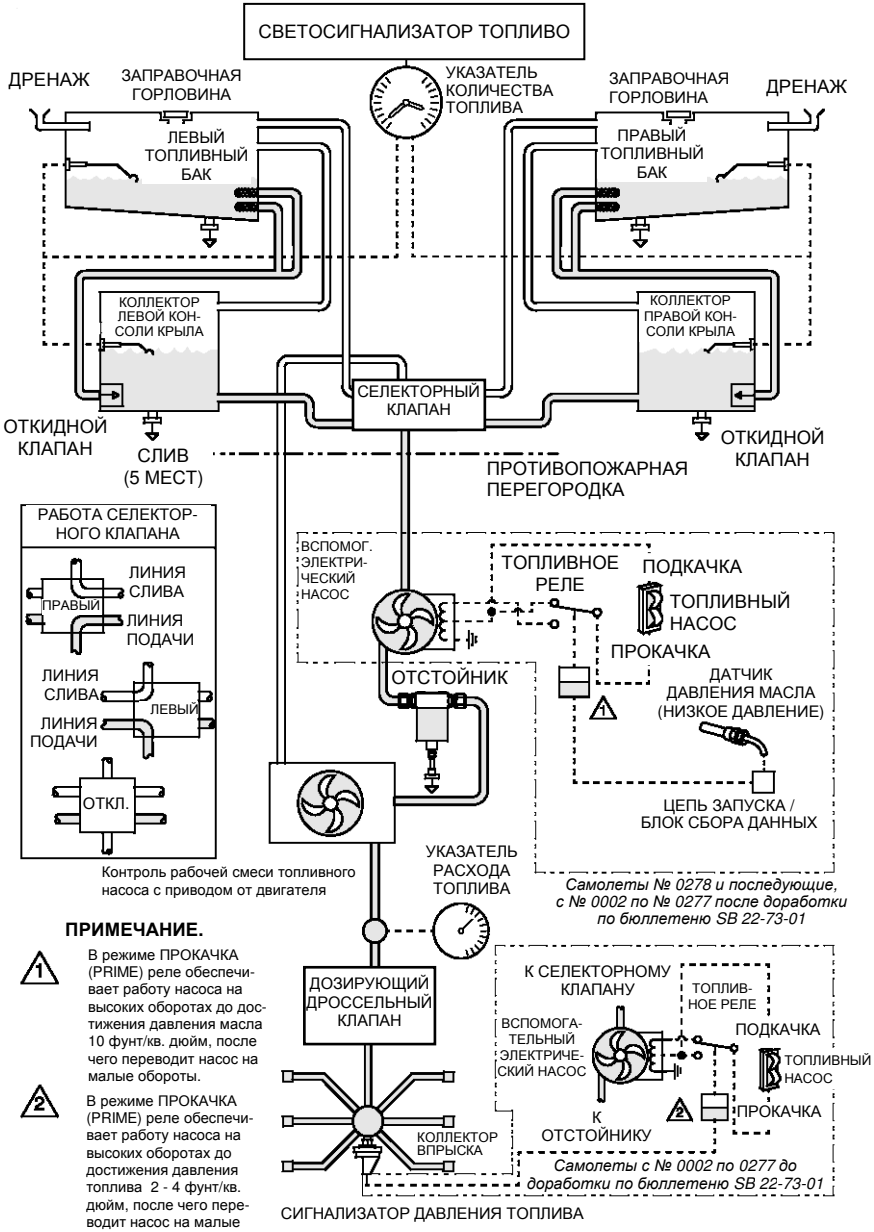
Двухшкальный указатель количества топлива размещен на центральном пульте управления около переключателя топливных баков в поле зрения пилота. Для удобства доступа в этой же зоне находится отсечной топливный клапан и клапан переключения баков.

Важным элементом обеспечения работы всей топливной системы является система дренажа. Засорение системы дренажа приводит к уменьшению расхода и в конечном итоге к тому, что двигатель глохнет вследствие недостатка топлива. Каждый бак снабжен индивидуальной линией дренажа, соединенной с дренажным клапаном типа NACA, который вмонтирован в съемную панель на нижней поверхности крыла рядом с законцовкой.

Самолет не обязательно заправлять топливом полностью, это позволит увеличить вес полезной нагрузки. При неполной заправке в каждый бак топливо заливается до метки, видимой под заправочной горловиной, что соответствует объему расходуемого топлива в 23,5 галл. из каждого бака (в сумме 47 галл. топлива, расходуемого на всех этапах полета).

Сливные клапаны, расположенные в самых нижних точках топливной системы, позволяют полностью слить топливо для технического обслуживания системы и анализа топлива на отсутствие загрязнений и соответствие сорту. Перед каждым полетом необходимо брать пробу топлива на анализ. Для этого предусмотрен специальный стакан, в который сливается небольшое количество топлива через сливные клапаны баков, расходных коллекторов/отстойников. Если эксплуатационные ограничения по взлетному весу для следующего полета не будут нарушены, то в целях предотвращения конденсации влаги топливные баки следует заправлять сразу после полета.

Примечание. *Самолеты № 0002 и последующие с дополнительным оборудованием EMax Engine Monitoring, установленным на заводе-изготовителе, или после доработки по бюллетеню SB 22-77-01:* Описание нижеприведенных компонентов топливной системы соответствует вышеизложенному описанию для самолетов № 1602, № 1644, № 1663 и последующих, за исключением:



ПРИМЕЧАНИЕ.

1. В режиме ПРОКАЧКА (PRIME) реле обеспечивает работу насоса на высоких оборотах до достижения давления масла 10 фунт/кв. дюйм, после чего переводит насос на малые обороты.

2. В режиме ПРОКАЧКА (PRIME) реле обеспечивает работу насоса на высоких оборотах до достижения давления топлива 2 - 4 фунт/кв. дюйм, после чего переводит насос на малые обороты.

Рисунок 7-10

Схема топливной системы

- Многофункциональный дисплей (MFD) модернизирован для отображения количества израсходованного топлива, количества оставшегося топлива, оставшегося полетного времени, количества сэкономленного топлива и дополнительной страницы о первоначальном расходуемом топливе.

Более подробная информация, касающаяся многофункционального дисплея и его рабочих режимов, а также указания по эксплуатации дополнительного приборного оборудования EMax *изложены в "Руководстве для пилота Avidyne FlightMax EX5000C".*

Топливный селекторный клапан

Топливный селекторный клапан, расположенный в задней части центрального пульта управления, выполняет следующие функции переключения баков:

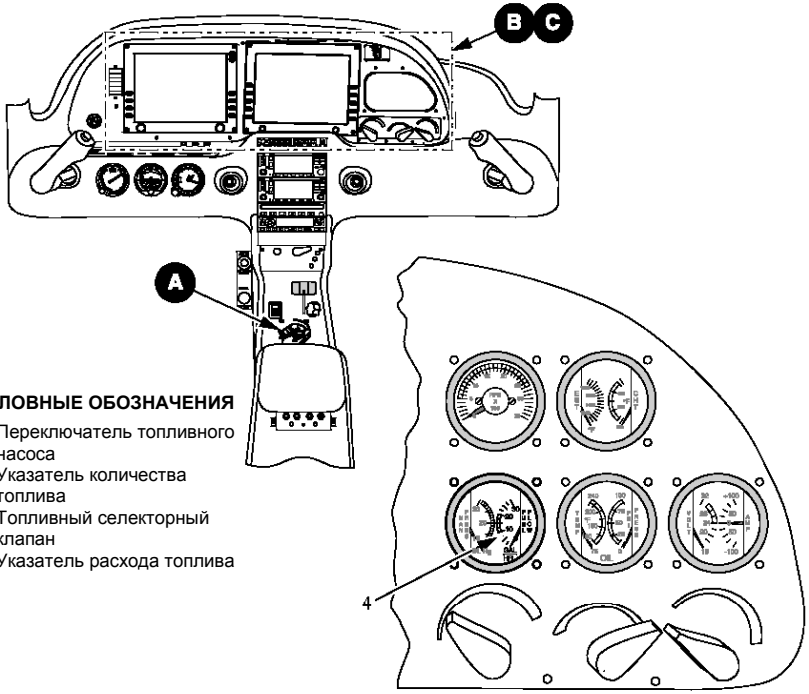
- ЛЕВЫЙ (LEFT) ..... Позволяет расходовать топливо из левого бака
- ПРАВЫЙ (RIGHT) ..... Позволяет расходовать топливо из правого бака
- ОТКЛ (OFF) ..... Перекрывает расход топлива из обоих баков

Клапан установлен так, что для обеспечения подачи топлива из выбранного бака ручка его переключателя должна быть направлена на указатель топлива в выбранном баке. Чтобы выбрать ПРАВЫЙ (RIGHT) или ЛЕВЫЙ (LEFT) бак, поверните ручку переключателя селекторного клапана в соответствующее положение. Чтобы перекрыть подачу топлива, сначала освободите стопор, потянув ручку переключателя вверх, после чего установите переключатель в положение ОТКЛ. (OFF).

Указатель количества топлива

Указатель количества топлива (2¼ дюйма) с двумя индикаторами расположен на центральном пульте управления перед переключателем топливного селекторного клапана. Левая индикаторная стрелка прибора указывает количество топлива в левом баке и перемещается по шкале в диапазоне от 0 до 41 галл. США с ценой деления 5 галл. Стрелка правого индикатора перемещается по такой же шкале, как для правого бака. На шкалах обоих индикаторов обозначен желтый сектор в пределах от 0 до 14 галл. Оба индикатора указателя откалиброваны так, что показание '0' обозначает полное отсутствие расходуемого топлива в соответствующем баке. Кроме того, каждый индикатор выдает сигнал на включение сигнальной лампы ТОПЛИВО (FUEL), когда количество топлива в баке уменьшается приблизительно до 14 галл. в каждом баке. Показания расхода топлива определяются сигналами, поступающими от поплавковых датчиков уровня топлива в каждом главном баке и в каждом коллекторном баке. Указатель имеет внутреннюю подсветку шкал. *Самолеты с № 0002 по № 1601, с № 1603 по № 1643, с № 1645 по № 1662:* Для работы указателя количества топлива в систему прибора подается постоянный ток напряжением 28 вольт через 5-амперный автомат защиты сети ПРИБ. ДВИГ (ENGINE INST) от главной шины питания 1 (Main Bus 1). *Самолеты № 1602, № 1644, № 1663 и последующие:* Для работы указателя количества топлива в систему прибора подается постоянный ток напряжением 28 В через 5-амперный автомат защиты сети КОЛИЧ. ТОПЛ / АВ. ЧАСЫ (FUEL QTY / HOBBS) от главной шины питания 1 (Main Bus 1).

Примечание. Когда топливные баки заполнены только на четверть объема или меньше, в условиях продолжительного некоординированного полета (со скольжением или юзом), могут обнажаться выходные отверстия баков. Поэтому в полете с одним пустым баком или с подачей топлива из ЛЕВОГО (LEFT) или ПРАВОГО (RIGHT) бака, заполненного только на четверть или менее, не позволяйте самолету оставаться в режиме некоординированного полета дольше 30 с.

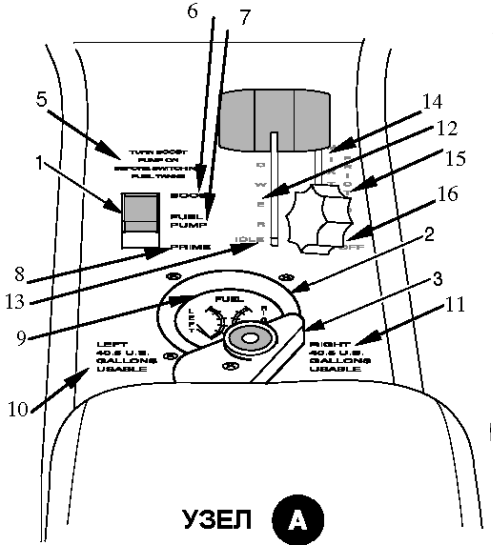


УСЛОВНЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ

1. Переключатель топливного насоса
2. Указатель количества топлива
3. Топливный селекторный клапан
4. Указатель расхода топлива

Самолеты с № 0002 по № 1601, с № 1603 по № 1643, с № 1645 по № 1662

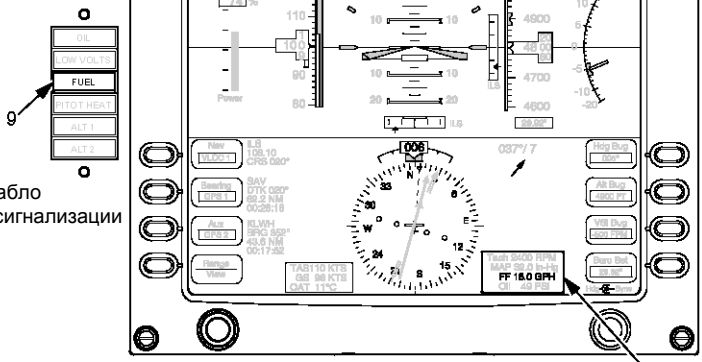
УЗЕЛ B



УСЛОВНЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ

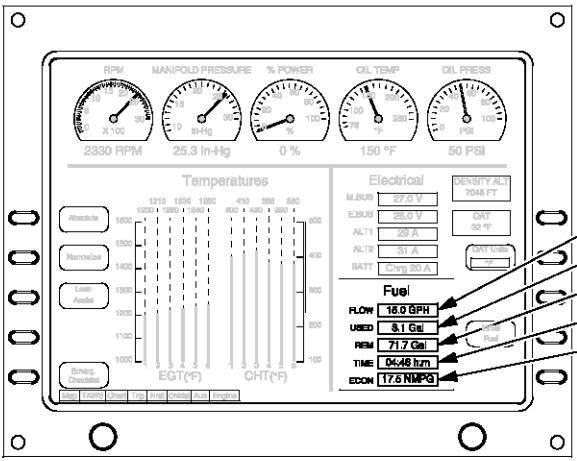
5. ПЕРЕД ВКЛЮЧЕНИЕМ ПОДАЧИ ТОПЛИВА ИЗ БАКОВ ВКЛЮЧИ ПОДКАЧИВАЮЩИЙ НАСОС
6. ПОДКАЧКА
7. ТОПЛ. НАСОС
8. ПРОКАЧКА
9. ТОПЛИВО
10. ЛЕВЫЙ 40,5 ГАЛЛ. США ДЛЯ РАСХОДА
11. ПРАВЫЙ 40,5 ГАЛЛ. США ДЛЯ РАСХОДА
12. МОЩНОСТЬ
13. МАЛЫЙ ГАЗ
14. РАБ. СМЕСЬ
15. ФРИКЦ. ФИКСАТОР
16. ОТКЛ

Рисунок 7-11 (лист 1 из 2)
Органы управления и приборы контроля топливной системы



Табло
световой сигнализации

Основной пилотажный индикатор



Многофункциональный дисплей

УСЛОВНЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ

4. Расход топлива
5. Расходуемое топливо (только EMax)
6. Оставшееся топливо (только EMax)
7. Оставшееся время полета (только EMax)
8. Экономия топлива (только EMax)
9. Лампа предупредительной сигнализации ТОПЛИВО (FUEL)

УЗЕЛ C

Самолеты № 1602, № 1644, № 1663 и последующие

Рисунок 7-11 (лист 2 из 2)

Органы управления и приборы контроля топливной системы

Указатель расхода топлива

Самолеты с № 0002 по № 1601, с № 1603 по № 1643, с № 1645 по № 1662: Расход топлива отображается на комбинированном указателе расхода / давления в коллекторе. Полное описание этого прибора приведено выше.

Самолеты № 1602, № 1644, № 1663 и последующие: Расход топлива индицируется в виде текстового сообщения в блоке данных топливной системы в нижней правой зоне экрана многофункционального дисплея (MFD), а также постоянно отображается в блоке данных двигателя в нижнем правом углу основного пилотажного индикатора (PFD). Сигнал, пропорциональный величине расхода, поступает на входы MFD и PFD через блок сбора данных (DAU) от датчика расходомера, установленного с правой стороны двигателя в топливной магистрали между топливным насосом с приводом от двигателя и дозирующим клапаном в корпусе дроссельной заслонки.

Если расход топлива превышает 30 галл/ч, в нижнем правом углу экрана многофункционального дисплея (MFD), в красном информационном окне, появляется надпись «Проверь расход топлива» («Check Fuel Flow»).

Для цифрового отображения информации к прибору подается постоянный ток напряжением 28 В от шины питания основных потребителей (Essential Bus) через 2-амперный автомат защиты сети СВЕТ. ТАБЛО / ПРИБ. ДВИГ (ANNUN / ENGINE INST).

Лампа предупредительной сигнализации топливной системы

В случае снижения параметров работы топливной системы ниже требуемого уровня загорается желтая лампа с надписью ТОПЛИВО (FUEL) на табло световой сигнализации. Лампа загорается при срабатывании выключателя в системе указателя количества топлива, когда количество топлива в обоих баках снижается приблизительно до 14 галл. (суммарно 28 галл. при сбалансированном положении баков в горизонтальном полете). Поскольку для загорания лампы требуется, чтобы в обоих баках оставалось не более 28 галл. топлива, лампа может гореть в горизонтальном полете и тогда, когда

в одном из баков будет оставаться не более 14 галл. топлива, если топливо расходуется из другого бака до его полного опустошения. Если лампа ТОПЛИВО (FUEL) загорелась в полете, проверьте показания указателей количества топлива, чтобы установить точное количество оставшегося топлива. На лампу подается постоянный ток напряжением 28 В от шины питания основных потребителей (Essential Bus) через 2-амперный автомат защиты сети СВЕТ. ТАБЛО / ПРИБ. ДВИГ (ANNUN / ENGINE INST).

Подкачивающий топливный насос

Работа подкачивающего насоса и подача топлива для запуска двигателя осуществляется с помощью переключателя топливного насоса ПОДКАЧКА–ПРОКАЧКА (BOOST–PRIME). Переключатель расположен рядом с топливным селекторным клапаном. В положение ПРОКАЧКА (PRIME) переключатель устанавливается кратковременно, а положение ПОДКАЧКА (BOOST) является фиксированным. Двухскоростная прокачка топлива на запуск позволяет быстро достичь требуемого давления топлива.

Самолеты с № 0002 по 0227, не прошедшие доработки по бюллетеню SB 22-73-01: При включении режима ПРОКАЧКА (PRIME) для запуска двигателя подкачивающий насос начинает работать на высокой частоте, которая сохраняется до момента, когда давление топлива достигает значения 2 – 4 фунт/кв. дюйм. После этого реле давления в топливной линии впрыска переключает подкачивающий насос на режим малой частоты вращения, при которой обеспечивается давление подкачки, равное 4 – 6 фунт/кв. дюйм. Включение режима ПОДКАЧКА (BOOST) вызывает работу подкачивающего насоса на малой частоте вращения для поддержания постоянного давления подкачки, равного 4 – 6 фунт/кв. дюйм, и подавления паров горячего топлива.

Самолеты № 0278 и последующие, и с № 0002 по № 0277 после доработки по бюллетеню SB 22-73-01: В системе управления подкачивающим насосом используется давление масла. Датчик давления и температуры масла выдает сигнал в пусковую цепь/блок сбора данных (DAU), в результате чего заземляются цепь табло масляной системы и цепь топливной системы. Топливная система

заставляет топливный насос вращаться с высокой частотой (ПРОКАЧКА (PRIME)) до тех пор, пока давление в масляной системе двигателя не опускается ниже 10 фунт/кв. дюйм. В любом случае, когда давление в масляной системе двигателя превышает 10 фунт/кв. дюйм, перевод переключателя в положение ПРОКАЧКА (PRIME) не дает никаких результатов. Перестановка переключателя в положение ПОДКАЧКА (BOOST) приводит к изменению режима работы насоса на малой частоте вращения, несмотря на то, что под действием давления масла продолжается подкачка топлива с постоянным давлением 4–6 фунт/кв. дюйм, которое поступает в поток для подавления паров горячего топлива.

Для работы подкачивающего насоса к нему подается постоянный ток напряжением 28 В от главной шины питания 2 (Main Bus 2) через 7,5-амперный автомат защиты сети ТОПЛ. НАСОС (FUEL PUMP).

ТОРМОЗНАЯ СИСТЕМА

Колеса главной опоры шасси имеют гидравлический привод и однодисковые тормоза с индивидуальным управлением от смонтированных на полу ножных педалей на каждом рабочем месте пилотов. Механизм стояночного тормоза поддерживает созданное в тормозной гидравлической системе давление, воздействующее на тормозной диск во время стоянки.

Тормозная система состоит из главного цилиндра для каждой педали руля направления, бачка с тормозной жидкостью, клапана стояночного тормоза, однодискового тормозного узла на каждом колесе главной опоры шасси и соответствующей системы гидравлических тормозных трубопроводов. Давление в тормозной системе создается нажатием на верхнюю половину педали руля направления (тормозную педаль). Система тормозных трубопроводов выполнена так, что отжатие левой или правой тормозной педали на левом или правом месте пилота вызывает срабатывание тормоза соответствующего (левого или правого) колеса главной опоры шасси. Бачок системы заправляется тормозной гидрожидкостью Mil-H-5606.

Признаками нарушения нормальной работы тормозной системы или неминуемого скорого отказа тормозов являются постепенное сни-

жение тормозного усилия при торможении, появление посторонних шумов или эффекта «волочения», проваливание или «рыхлость» тормозных педалей, увеличение их хода и/или слабое торможение. При возникновении любого из перечисленных признаков немедленно выполните техническое обслуживание тормозной системы. Если во время руления или послепосадочного пробега ощущается снижение эффекта торможения, снимите на момент ноги с педалей, а затем снова резко возобновите торможение с бóльшим усилием на педали. Если тормоза «рыхлые» или увеличился ход тормозных педелей, то прокачиванием педалей можно поднять давление в тормозной системе.

Информация, касающаяся эксплуатации тормозной системы, изложена в *Разд. 10 – Информация о безопасности.*

Стояночный тормоз

ВНИМАНИЕ. Не вытягивайте рукоятку стояночного тормоза СТОЯНОЧНЫЙ ТОРМОЗ (PARK BRAKE) в полете. Если посадка производится при рабочем положении клапана стояночного тормоза, тормоза будут поддерживать соответствующее давление и после приземления.

Установка тормозов колес главной опоры шасси в стояночное положение производится рукояткой СТОЯНОЧНЫЙ ТОРМОЗ (PARK BRAKE), расположенной на левой стороне центрального пульта управления, у щиколотки правой ноги пилота. Тормозные трубопроводы проходят от тормозных педалей через клапан стояночного тормоза к суппортам тормозов колес главной опоры шасси. В нормальных условиях рукоятка стояночного тормоза должна находиться в утопленном положении. При таком положении рукоятки тарелки клапана механически удерживаются в открытом положении, обеспечивая нормальную работу тормозов. Когда рукоятка вытянута, клапан стояночного тормоза обеспечивает постоянство созданного давления в тормозной системе, фиксируя тормоза. Чтобы привести в действие стояночный тормоз, создайте давление в тормозной системе, отжав тормозные педали на педалях руля направления, после чего вытяните на себя рукоятку СТОЯНОЧНЫЙ ТОРМОЗ (PARK BRAKE).

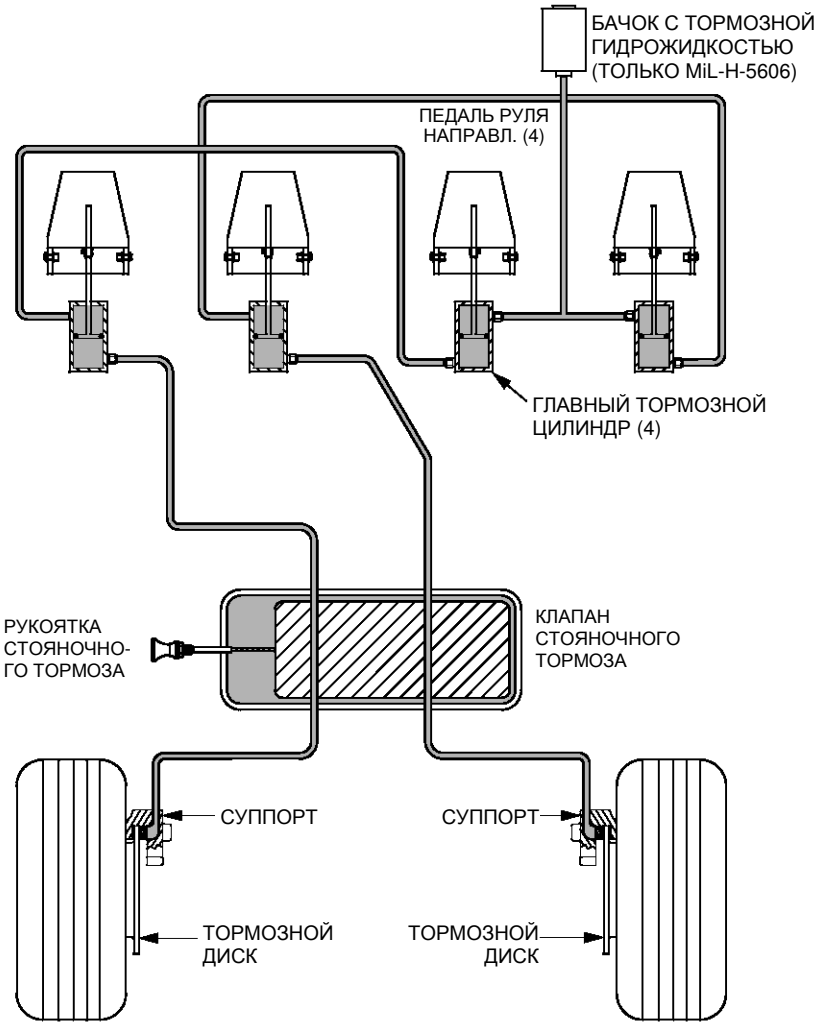


Рисунок 7-12

Тормозная система

ЭЛЕКТРИЧЕСКАЯ СИСТЕМА

Самолет оборудован электрической системой с двумя генераторами и двумя аккумуляторными батареями для выработки постоянного тока напряжением 28 В. В ее конструкции заложен принцип снижения риска отказа системы. В нормальных условиях эксплуатации система обеспечивает непрерывное снабжение электропитанием радиоэлектронного оборудования, навигационных приборов, аэронавигационных огней, элементов светотехнического оборудования и других электроприводных и электроуправляемых систем самолета.

Выработка электроэнергии

Первичную электроэнергию для самолета SR22 дает постоянный ток напряжением 28 В (с заземлением отрицательного полюса). Система выработки электроэнергии состоит из двух генераторов, управляемых посредством главного переключателя (блок MCU) на левой стороне противопожарной перегородки, и двух аккумуляторных батарей, используемых для запуска двигателя и аккумулирования электроэнергии.

60-амперный генератор ГЕНЕР. 1 (ALT 1) с внутренним выпрямителем установлен в передней части двигателя справа и приводится от двигателя посредством зубчатого зацепления. 20-амперный генератор ГЕНЕР. 2 (ALT 2) с внутренним выпрямителем приводится зубчатым зацеплением. Он установлен на коробке приводов в задней части двигателя. ГЕНЕР. 1 (ALT 1) отрегулирован на напряжение 28 В, а ГЕНЕР. 2 (ALT 2) – на 28,75 В. Выход ГЕНЕР. 1 (ALT 1) соединен с главной распределительной шиной (Main Distribution Bus) в блоке главного переключателя (MCU) через 80-амперный плавкий предохранитель. Выход ГЕНЕР. 2 (ALT 2) соединен с шиной питания основных потребителей (Essential Distribution Bus) в блоке MCU через 40-амперный плавкий предохранитель. Оба генератора – с самовозбуждением (без автостартера), для их включения требуется подача напряжения от аккумулятора. По этой причине аккумуляторные батареи нельзя выключать во время полета.

Аккумуляторная батарея 1 (АККУМ. 1) установлена справа на противопожарной перегородке. Она представляет собой обычный 12-элементный свинцово-кислотный авиационный аккумулятор с выходным

напряжением 24 В емкостью 10 А·ч. Зарядка аккумулятора АККУМ. 1 осуществляется от главной распределительной шины (Main Distribution Bus) в блоке главного переключателя (MCU). Аккумуляторная батарея 2 (АККУМ. 2) состоит из двух 12-вольтовых герметичных свинцово-кислотных элементов емкостью 7 А·ч каждый, соединенных последовательно для получения выходного напряжения в 24 В. Оба элемента аккумуляторной батареи 2 (BAT 2) помещены в вентилируемый противокислотный контейнер, установленный за задней перегородкой кабины (место фюзеляжа – МФ 222) под контейнером самолетного парашюта. Зарядка аккумуляторной батареи 2 (АККУМ. 2) осуществляется от шины питания основных потребителей через автомат защиты сети.

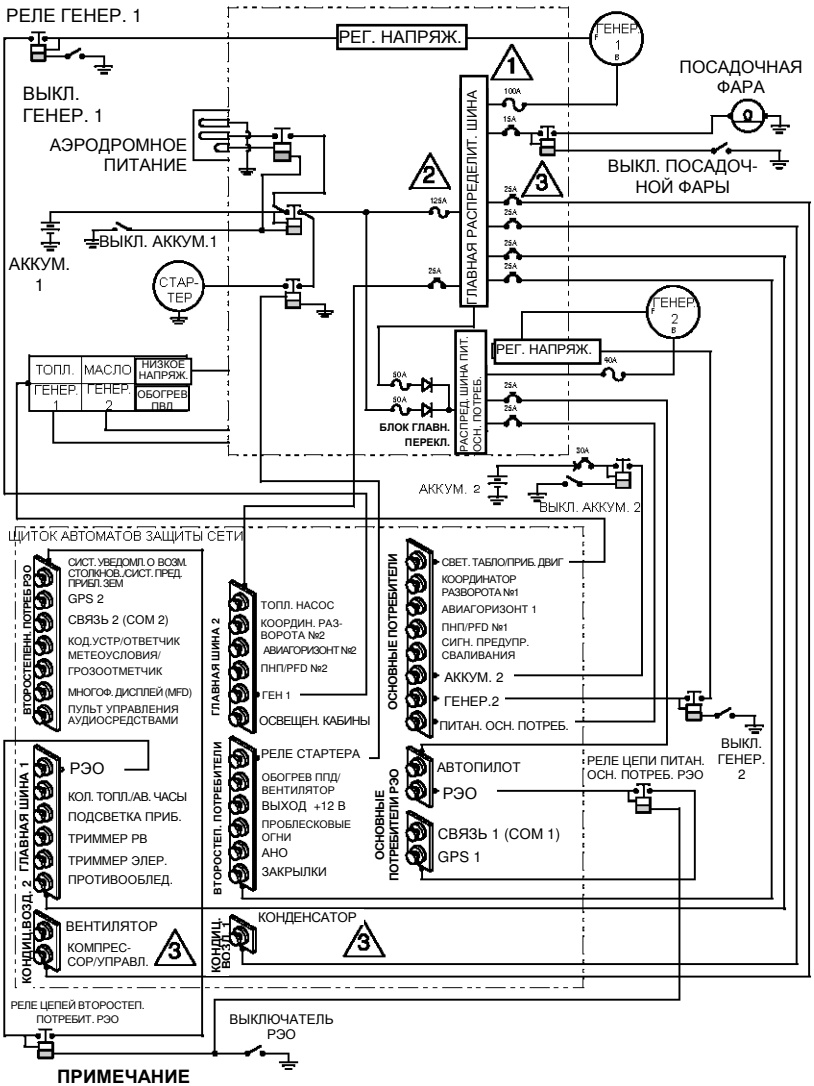
Блок главного переключателя (MCU) установлен слева на противопожарной перегородке. Через этот блок осуществляется управление генераторами ГЕНЕР. 1 (ALT 1) и ГЕНЕР. 2 (ALT 2), стартером, посадочной фарой, аэродромным источником питания и функциями выработки электроэнергии. Помимо регулирования напряжения генераторов ГЕНЕР. 1 (ALT 1) и ГЕНЕР. 2 (ALT 2), блок главного переключателя (MCU) обеспечивает защиту от реверсирования полярности, перенапряжения генераторов, а также защиту на случай отказа генератора и срабатывания сигнализации о перегрузке по току. Электроэнергия подается к щиткам цепей потребителей от главной шины и шины питания основных потребителей в блоке главного переключателя (MCU). В нормальных условиях полета генераторы питают электроэнергией соответствующую распределительную шину независимо друг от друга (генератор ГЕНЕР. 1 (ALT 1) – главную распределительную шину (Main Distribution Bus), а генератор ГЕНЕР. 2 (ALT 2) – распределительную шину питания основных потребителей (Essential Distribution Bus)). Распределительные шины соединены между собой через два 50-амперных плавких предохранителя и диод. Диод не позволяет подать питание на главную распределительную шину от генератора ГЕНЕР. 2 (ALT 2). Кроме того, поскольку напряжение в цепи «генератор ГЕНЕР. 2 (ALT 2) / распределительная шина питания основных потребителей (Essential Distribution Bus)» несколько выше, чем в цепи «генератор ГЕНЕР. 1 (ALT 1) / главная распределительная шина»,

то генератор ГЕНЕР. 1 (ALT 1) не может подключиться к распределительной шине питания основных потребителей (Essential Distribution Bus), пока не произойдет отказ генератора ГЕНЕР. 2 (ALT 2).

Распределение электроэнергии

Система распределения электроэнергии самолета SR22 состоит из главной распределительной шины и шины питания основных потребителей в блоке главного переключателя (MCU) и соответствующих шин в щитке автоматов защиты сети. Щиток автоматов защиты сети установлен на левой стороне центрального пульта управления у колена правой ноги пилота.

В нормальных условиях на шины питания основных потребителей в щитке автоматов защиты сети электроэнергия подается от распределительной шины питания основных потребителей в блоке главного переключателя (MCU) через 25-амперные автоматы защиты сети. Аккумуляторная батарея 2 (АККУМ. 2) напрямую соединена с шиной питания основных потребителей в щитке автоматов защиты сети и в случае, если напряжение, поступающее от распределительных шин блока главного переключателя (MCU) падает ниже значения напряжения батареи, осуществляет подачу электроэнергии на эту шину. Кроме того, при отказе генератора 2 (ALT 2) шина питания основных потребителей в щитке автоматов защиты сети будет получать электроэнергию от генератора 1 (ALT 1) через главную распределительную шину и распределительную шину питания основных потребителей в блоке главного переключателя (MCU). Главная шина 1, главная шина 2 и шина питания второстепенных потребителей (Non-Essential Bus) в щитке автоматов защиты сети получают электроэнергию от генератора 1 (ALT 1) через главную распределительную шину в блоке главного переключателя (MCU). Электропитание второстепенных потребителей радиоэлектронного оборудования в щитке автоматов защиты сети осуществляется от главной шины 1 (Main Bus 1).



ПРИМЕЧАНИЕ

1. *Самолеты № 0002 по № 1601, с № 1603 по № 1643, с № 1645 по № 1662:* 80-амперный плавкий предохранитель.
2. *Самолеты № 0002 по № 1601, с № 1603 по № 1643, с № 1645 по № 1662:* 100-амперный плавкий предохранитель.
3. *Самолеты № 1602, № 1821, № 1840, № 1863 и последующие с системой кондиционирования, устанавливаемой по выбору Заказчика*

Рисунок 7-13
Схема электрической системы

Главные выключатели аккумуляторных батарей и генераторов

Во включенном (ON) состоянии главные переключатели кулисного типа ГЛАВН. (MASTER) электрической системы самолета находятся в верхнем положении, в выключенном (OFF) – в нижнем. Главные выключатели, обозначенные АККУМ. 1 (BAT 1), АККУМ. 2 (BAT 2), ГЕНЕР. 1 (ALT 1), ГЕНЕР. 2 (ALT 2), расположены на электрощитке нижней панели приборной доски, прямо под приборной доской. Посредством этих выключателей и выключателя питания радиоэлектронного оборудования – РЭО (AVIONICS) осуществляется управление всей электрической системой самолета.

Выключатели аккумуляторных батарей

Выключатели АККУМ. 1 (BAT 1) и АККУМ. 2 (BAT 2) служат для управления соответствующей аккумуляторной батареей. Установка выключателя АККУМ. 1 (BAT 1) во включенное – ВКЛ (ON) положение вызывает срабатывание реле, соединяющего выключатель АККУМ. 1 (BAT 1) с распределительными шинами блока главного переключателя (MCU) (подавая одновременно электроэнергию на шины щитка автоматов защиты сети), и размыкает контакты реле стартера. Установка выключателя АККУМ. 2 (BAT 2) во включенное – ВКЛ (ON) положение вызывает срабатывание реле, соединяющего выключатель АККУМ. 2 (BAT 2) с шинами питания основных потребителей (Essential Buses) в щитке автоматов защиты сети. В нормальных условиях для выполнения полетов все главные выключатели должны быть включены. Однако для проверок работы оборудования на земле выключатели АККУМ. 1 (BAT 1) и АККУМ. 2 (BAT 2) можно включать по отдельности. Включение одного выключателя АККУМ. 2 (BAT 2) подает электроэнергию только к тем системам, которые подсоединены к шине питания основных потребителей (Essential Buses) в щитке автоматов защиты сети. Если оказывается, что какая-то из систем на других шинах получает питание, это признак отказа изолирующего диода, взаимосвязанного с распределительной шиной (Distribution Bus). Остальные системы получат электроэнергию при включении выключателя АККУМ. 1 (BAT 1). Для проверки или использования радиоэлектронного или радиооборудования на земле необходимо, чтобы выключатель питания РЭО (AVIONICS) был также установлен во включенное положение.

Выключатели генераторов

Выключатели ГЕНЕР. 1 (ALT 1) и ГЕНЕР. 2 (ALT 2) служат для подачи энергии электрического поля к соответствующему генератору. Для запуска генератора ГЕНЕР. 1 (ALT 1) необходимо включить выключатель АККУМ. 1 (BAT 1). Установка выключателя ГЕНЕР. 1 (ALT 1) во включенное – ВКЛ (ON) положение вызывает срабатывание реле, подающего ток 28 В от автомата защиты сети ГЕНЕР. 1 (ALT 1) на главной шине 2 (Main Bus 2) к регулятору напряжения генератора 1 (ГЕНЕР. 1). Для запуска генератора 2 (ALT 2) должен быть включен любой из выключателей АККУМ. 1 (BAT 1) или АККУМ. 2 (BAT 2). Установка выключателя ГЕНЕР. 2 (ALT 2) во включенное – ВКЛ (ON) положение вызывает срабатывание реле, подающего ток 28 В от автомата защиты сети ГЕНЕР. 2 (ALT 2) на шине питания основных потребителей (Essential Bus) к регулятору напряжения генератора 2 (ГЕНЕР. 2). Перестановка любого из выключателей генераторов в выключенное – ВЫКЛ. (OFF) положение отключит отказавший генератор от электросети.

Примечание. Продолжительная работа электросистемы с выключенными генераторами вызовет снижение мощности аккумуляторных батарей до уровня, при котором размыкаются контакты аккумуляторного реле – в результате исчезнет энергия электрического поля генератора и перезапуск генератора станет невозможным.

Выключатель радиоэлектронного оборудования

Кулисный выключатель РЭО (AVIONICS) управляет подачей электроэнергии от шины в щитке автоматов защиты сети к шине питания радиоэлектронного оборудования (Avionics Bus). Он подключен последовательно за главными выключателями ГЕНЕР. (ALT) и АККУМ. (BAT). Обычно этот выключатель используется для одновременного включения или выключения всех компонентов радиоэлектронного оборудования, подсоединенных к шинам питания второстепенных и основных потребителей РЭО. При выключенном (ВЫКЛ. (OFF)) положении выключателя к радиоэлектронному оборудованию электроэнергия не поступает – вне зависимости от

положения главного переключателя или положения индивидуальных выключателей. Для выполнения полета в нормальных условиях перед включением главных выключателей, запуском двигателя или подключением источника аэродромного питания выключатель РЭО (AVIONICS) необходимо установить в положение ВЫКЛ. (OFF).

Измерение/индикация напряжения и тока

Самолеты с № 0002 по № 1601, с № 1603 по № 1643, с № 1645 по № 1662: Комбинированный прибор (2¼ дюйма) со шкалами вольтметра и амперметра, с внутренней подсветкой шкал установлен на правой панели приборной доски с внешней стороны от указателя температуры и давления масла. Для подсветки шкал прибора к нему подается постоянный ток напряжением 28 В через 2-амперный автомат защиты сети ПОДСВ. ПРИБ (INST LIGHTS) от главной шины 1 (Main Bus 1).

Стрелка вольтметра (VOLT) перемещается по шкале с диапазоном от 16 до 32 В. *Описание маркировки шкалы с указанием предельных значений приведено в Разд. 2 – Ограничения* базового Оперативного справочника пилота. Прибор индицирует величину напряжения в цепи за шиной питания основных потребителей (Essential Bus).

Стрелка амперметра (AMP) перемещается по шкале с диапазоном от -100 до +100 А в обе стороны от нулевого положения, соответствующего 9 часам. Ток индицируется путем использования сигналов преобразователей тока в блоке главного переключателя (MCU). Сила тока измеряется на выходе каждого генератора и аккумуляторной батареи 1 (АККУМ. 1). Источник индикации можно выбрать с помощью установленного на панели переключателя амперметра ПЕРЕКЛ. АМПЕРМЕТРА (AMMETER SELECT). При работающем двигателе и включенных главных выключателях ГЕНЕР. 1 (ALT 1) и ГЕНЕР. 2 (ALT 2) амперметр индицирует силу тока, поступающего для зарядки аккумуляторных батарей. Если генераторы не функционируют или электрическая нагрузка превышает ток на выходе генераторов, амперметр индицирует ток разрядки аккумуляторной батареи АККУМ. 1 (BAT 1). Показания амперметра генератора могут быть только положительными.

Самолеты № 1602, № 1644, № 1663 и последующие: Напряжение на главной шине и на шине питания основных потребителей отображается в виде текстового сообщения в блоке данных электросистемы, расположенном в правой части средней зоны экрана многофункционального дисплея (MFD), а в случае выхода напряжения за обычные пределы – также и в блоке параметров напряжения, который располагается в левом верхнем углу экрана основного пилотажного индикатора (PFD). Многофункциональный дисплей (MFD) и основной пилотажный индикатор принимают сигналы напряжения от блока сбора данных (DAU) после измерения непосредственно за главной шиной и шиной питания основных потребителей (Main и Essential Buses).

Когда напряжение на главной шине (Main Bus) падает ниже 24,5 В или превышает 32,0 В, в нижнем правом углу экрана многофункционального дисплея (MFD) в желтом информационном окне появляется надпись «Проверь главную шину» («Check Main Bus»).

Когда напряжение на шине питания основных потребителей (Essential Bus) падает ниже 24,5 В или превышает 32,0 В, в нижнем правом углу экрана многофункционального дисплея (MFD) в красном информационном окне появляется надпись «Проверь главную шину» («Check Main Bus»).

Ток на выходе генераторов 1 и 2 отображается в виде текстового сообщения в блоке данных электросистемы, расположенном в правой части средней зоны экрана многофункционального дисплея (MFD). Многофункциональный дисплей и основной пилотажный индикатор принимают сигналы тока от блока сбора данных (DAU), куда поступают сигналы преобразователей тока, расположенных в блоке главного переключателя (MCU).

В случае если сила тока на выходе генератора 1 или 2 остается ниже 2 А в течение 20 с или дольше, в нижнем правом углу экрана многофункционального дисплея в желтом информационном окне появляется надпись «Проверь ГЕНЕР. 1» («Check ALT 1») или «Проверь ГЕНЕР. 2» («Check ALT 2») соответственно.

Для цифрового отображения информации к прибору подается постоянный ток напряжением 28 В от шины питания основных потребителей (Essential Bus) через 2-амперный автомат защиты сети СВЕТ. ТАБЛО/ПРИБ. ДВИГ (ANNUN / ENGINE INST).

Переключатель амперметра

Самолеты с № 0002 по № 1601, с № 1603 по № 1643, с № 1645 по № 1662: Нужный источник индикации тока выбирается на шкале амперметра с помощью расположенного на приборной доске переключателя ПЕРЕКЛ. АМПЕРМЕТРА (AMMETER SELECT). Переключатель имеет три фиксированных положения: ГЕНЕР. 1 (ALT 1), АККУМ. (BATT) и ГЕНЕР. 2 (ALT 2). Положение АККУМ. (BATT) соответствует только аккумуляторной батарее 1. Установка переключателя в любое из трех положений дает индикацию тока на выходе соответствующего агрегата.

Самолеты № 1602, № 1644, № 1663 и последующие: Напряжение на главной шине (Main Bus) и шине питания основных потребителей (Essential Bus) отображается многофункциональным дисплеем (MFD) и основным пилотажным индикатором (PFD), поэтому нет необходимости в переключении амперметра.

Лампа аварийной сигнализации низкого напряжения

На табло световой сигнализации, расположенном в левой части приборной доски самолета, установлена красная сигнальная лампа НИЗКОЕ НАПРЯЖЕНИЕ (LOW VOLTS). Датчик напряжения в блоке главного переключателя (MCU) отслеживает величину напряжения на шине питания основных потребителей (Essential Bus) и зажигает сигнальную лампу, если напряжение падает ниже приблизительно 24,5 В.

Примечание. Сигнальная лампа НИЗКОЕ НАПРЯЖЕНИЕ (LOW VOLTS) может загореться в случае продолжительной работы двигателя на низких оборотах при значительных электрических нагрузках. В таких условиях лампа должна погаснуть после повышения частоты вращения двигателя.

Лампы предупредительной сигнализации отказа генераторов

На табло световой сигнализации установлены две лампы предупредительной сигнализации отказа генераторов ГЕНЕР. 1 (ALT 1 и ГЕНЕР. 2 (ALT 2). Загорание лампы является признаком отказа или перегрузки по току в цепи соответствующего генератора. Лампы включаются по сигналам в цепях блока главного переключателя (MCU) и датчиков тока в выходных линиях генераторов ГЕНЕР. 1 (ALT 1) и ГЕНЕР. 2 (ALT 2). Устойчивое горение любой из этих сигнальных ламп свидетельствует об отказе соответствующего генератора. *Самолеты с № 0002 по № 1601, с № 1603 по № 1643, с № 1645 по № 1662:* Мигание сигнальной лампы ГЕНЕР. (ALT) указывает на перегрузку по току в цепи генератора.

Автоматы защиты сети и плавкие предохранители

Индивидуальные электрические цепи, подсоединенные к главной шине (Main Bus), шинам питания основных (Essential Bus) и второстепенных (Non-Essential Bus) потребителей защищены автоматами защиты сети, установленными в щитке автоматов защиты сети, с левой стороны центрального пульта управления.

Шины питания основных потребителей

К шине питания основных потребителей (Essential Bus) в щитке автоматов защиты сети подводится электроэнергия от генератора ГЕНЕР. 2 (ALT 2) по распределительной шине питания основных потребителей в блоке главного переключателя (MCU Essential Distribution Bus) через 20-амперный автомат защиты сети ОСНОВНЫЕ ПОТРЕБИТЕЛИ (ESSENTIAL POWER) и от аккумуляторной батареи АККУМ. 2 (BAT 2) через 20-амперный автомат защиты сети АККУМ. 2 (BATTERY 2). Кроме того, к шине питания основных потребителей (Essential Bus) через изолирующий диод (в цепи между главной (Main)) шиной и шиной основных (Essential) потребителей в блоке главного переключателя (MCU) поступает электроэнергия от генератора ГЕНЕР. 1 (ALT 1) и аккумулятора АККУМ. 1 (BAT 1). Электропитание к автопилоту и основным потребителям радиоэлектронного оборудования подается непосредственно от распределительной шины питания основных потребителей (Essential Distribution Bus) в блоке главного переключателя (MCU)

через 25-амперный автомат защиты сети на распределительной шине (Distribution Bus). Электроэнергия подается от 15-амперного автомата защиты сети РЭО (AVIONICS) также с помощью главного выключателя РЭО (AVIONICS) на электрощитке нижней панели приборной доски.

Главные шины

К главным шинам 1 и 2 (Main Bus 1 и Main Bus 2) щитка автоматов защиты сети подводится электроэнергия от ГЕНЕР. 1 (ALT 1) и АККУМ. 1 (BAT 1) по главной распределительной шине в блоке главного переключателя (MCU Main Distribution Bus) через 25-амперные автоматы защиты сети на распределительной шине (Distribution Bus). Подачу электроэнергии на главные шины (Main Buses) от ГЕНЕР. 2 (ALT 2) и АККУМ. 2 (BAT 2) предотвращает изолирующий диод в цепи между распределительными шинами в блоке главного переключателя (MCU). Нагрузки, подсоединенные к главным шинам (Main Buses), отключаются при размыкании контактов индивидуальных автоматов защиты сети. Через 15-амперный автомат защиты сети РЭО (AVIONICS) на главной шине 1 (Main Bus 1) подается питание ко всем нагрузкам, подсоединенным к шине питания второстепенных потребителей РЭО (Non-Essential Avionics Bus). Управление подачей электроэнергии через 15-амперный автомат защиты сети РЭО (AVIONICS) осуществляется также с помощью главного выключателя РЭО (AVIONICS) на электрощитке нижней панели приборной доски.

Шины питания второстепенных потребителей

В щитке автоматов защиты сети размещены две шины питания второстепенных потребителей (Non-Essential Buses): для второстепенного оборудования (Non-Essential Equipment Bus) и для радиоэлектронного оборудования (РЭО) (Avionics Non-Essential Bus). К шине питания второстепенных потребителей РЭО (Avionics Non-Essential Bus) электроэнергия поступает через 15-амперный автомат защиты сети РЭО (AVIONICS) на главной шине 1 (Main Bus 1), как описано выше. К шине питания второстепенного оборудования (Non-Essential Equipment Bus) электроэнергия поступает от генератора ГЕНЕР. 1 (ALT 1) и аккумуляторной батареи АККУМ. 1 (BAT 1) через 25-амперный автомат защиты сети на главной распределительной шине (Main Distribution Bus) в блоке главного

переключателя (MCU). Поступление электроэнергии на шину питания второстепенного оборудования (Non-Essential Equipment Bus) от генератора ГЕНЕР. 2 (ALT 2) и аккумуляторной батареи АККУМ. 2 (BAT 2) предотвращает изолирующий диод в линии между распределительными шинами в блоке главного переключателя (MCU). Нагрузки, подсоединенные к шине питания второстепенного оборудования (Non-Essential Equipment Bus), отключаются при размыкании контактов индивидуальных автоматов защиты сети.

Разъем аэродромного питания

Электрический разъем аэродромного питания расположен прямо за капотом на левом борту самолета. Разъем позволяет использовать аэродромный источник электроэнергии для запуска двигателя в холодную погоду и выполнения процедур технического обслуживания, требующих значительных затрат электроэнергии в течение продолжительных периодов времени. Источник аэродромного питания должен быть отрегулирован на подачу постоянного тока напряжением 28 В. Контактор аэродромного питания соединен с главным выключателем аккумуляторной батареи 1 – ГЛ. ВЫКЛ. АККУМ. 1 (BAT 1 MASTER), так что подача аэродромного питания возможна только при включенном выключателе АККУМ. 1 (BAT 1). Указания по использованию аэродромного питания и меры безопасности изложены в *Разд. 8 – Уход, обслуживание и техническое обслуживание*.

Розетка постоянного тока

На центральном пульте управления установлена розетка отбора электропитания постоянным током 12 В. В розетку вставлен стандартный сигаретный прикуриватель. Розетка может использоваться для подключения портативного оборудования, например проигрывателя компакт-дисков, кассетного магнитофона и радиоприемника. Сила тока, отбираемого через розетку, не должна превышать 3,5 А. Постоянный ток подается к розетке от шины питания второстепенных потребителей через 5-амперный автомат защиты сети РОЗЕТКА ПОСТ. ТОКА 12 В (12 VDC OUTLET).

НАРУЖНОЕ ОСВЕЩЕНИЕ

Самолет оборудован стандартными навигационными огнями, установленными на законцовках крыла; они объединены с проблесковыми огнями для предупреждения столкновений. Снизу на капоте установлена отдельно управляемая посадочная фара.

Аэронавигационные огни

Самолет оборудован стандартными аэронавигационными огнями (АНО), установленными на законцовках крыла. Управление аэронавигационными огнями осуществляется выключателем АНО (NAV), расположенным на нижней панели приборной доски. К аэронавигационным огням подается постоянный ток напряжением 28 В через 5-амперный автомат защиты сети АНО (NAV LIGTS) от шины питания второстепенных потребителей.

Проблесковые огни

Проблесковые огни служат для предупреждения столкновений и объединены со стандартными аэронавигационными огнями. Каждый огонь вспыхивает при подаче электропитания по отдельной цепи. Управление источниками питания проблесковых огней осуществляется с помощью выключателя ПРОБЛЕСК. ОГНИ (STROBE) на нижней панели приборной доски. Ток питания напряжением 28 В к проблесковым огням и их цепям управления подается через 5-амперный автомат защиты сети ПРОБЛЕСК. ОГНИ (STROBE LIGHTS) от шины питания второстепенных потребителей.

Посадочная фара

Посадочная фара с разрядом высокой интенсивности свечения установлена снизу на капоте. Управление фарой осуществляется выключателем ПОСАД. ФАРА (LAND) на нижней панели приборной доски.

Установка выключателя ПОСАД. ФАРА (LAND) в положение ВКЛ (ON) включает реле управления посадочной фарой блока главного переключателя (MCU), замыкающее цепь постоянного тока напряжением 28 В от главной распределительной шины систем самолета (Main Distribution Bus) к балласту фары, расположенному на проти-

вопожарной перегородке. Балласт создает добавочное напряжение для загорания лампы с высокой интенсивностью свечения. Питание к цепи подается через 15-амперный автомат защиты сети, установленный на главной рас- пределительной шине (Main Distribution Bus) в блоке главного переключателя (MCU).

ВНУТРЕННЕЕ ОСВЕЩЕНИЕ

В системе внутреннего освещения самолета использованы отдельно управляемые лампы накаливания потолочных плафонов общего освещения кабины, плафонов индивидуального освещения рабочих мест пилотов и пассажиров, а также лампы заливающего света с регулировкой яркости для подсветки приборной доски. Лампы подсветки приборов и радиоэлектронного оборудования также имеют регулировку яркости.

Подсветка приборов

Для подсветки приборов самолета применены лампы накаливания с регулировкой яркости, установленные в углублениях приборной доски. Управляют лампами с помощью ручки ПРИБОРЫ (INST lights) на нижней панели приборной доски. При повороте ручки по часовой стрелке к лампам подается питание и яркость подсветки приборов увеличивается. Цепи подсветки приборов функционируют от постоянного тока напряжением 28 В, который поступает через 2-амперный автомат защиты сети ПОДСВ. ПРИБ (INST LIGHTS) на главной шине 1 (Main Bus 1).

Заливающее освещение приборной доски

Ряд красных светодиодов, установленных под противобликовым козырьком приборной доски, служат для подсветки приборной доски заливающим светом. Управляют светодиодами с помощью ручки ОСВ. ПРИБ. ДОСКИ (PANEL lights) на нижней панели приборной доски. При повороте ручки по часовой стрелке к светодиодам подается питание и яркость освещения приборной доски увеличивается. Цепи светодиодов функционируют от постоянного тока напряжением 28 В, который поступает через 3-амперный автомат защиты сети ОСВ. КАБИНЫ (CABIN LIGHTS) на главной шине 2 (Main Bus 2).

Лампы индивидуального освещения

Лампы индивидуального освещения сферического типа установлены на обшивке потолка кабины над каждым местом пассажира. Направление луча лампы регулируется поворотом линзы в сферическом гнезде. Рядом с каждой лампой находится кнопочный выключатель.

Лампы индивидуального освещения мест пилотов также снабжены регулировкой яркости, для чего используется ручка ОСВ. ПРИБ. ДОСКИ (PANEL lights) на нижней панели приборной доски. Цепи ламп индивидуального освещения функционируют от постоянного тока напряжением 28 В, который поступает через 3-амперный автомат защиты сети ОСВ. КАБИНЫ (CABIN LIGHTS) на главной шине 2 (Main Bus 2).

Потолочное освещение

Для общего освещения кабины служит потолочный плафон, установленный на обшивке потолка примерно в центре кабины. Общим освещением кабины управляют с помощью ручки ПОТОЛОЧНЫЙ плафон (OVERHEAD light) на нижней панели приборной доски. При повороте ручки по часовой стрелке включается (с усилением интенсивности) общее освещение. В цепь потолочного плафона подается постоянный ток напряжением 28 В, который поступает через 3-амперный автомат защиты сети ОСВ. КАБИНЫ (CABIN LIGHTS) на главной шине 2 (Main. Bus 2).

СИСТЕМА ИСКУССТВЕННОГО КЛИМАТА

Обогрев и вентиляция кабины происходит при подаче кондиционированного воздуха – для обогрева и удаления наледи с лобового стекла, а также наружного воздуха – для вентиляции. Основными элементами системы искусственного климата являются нагревательная муфта (теплообменник), охватывающая правый шумоглушитель двигателя, воздухозаборник (и) наружного воздуха, клапан горячего воздуха, распределительный коллектор, воздушный тракт диффузора обдува лобового стекла, вентиляционные отверстия и необходимые исполнительные механизмы для регулирования температуры и расхода воздуха. *Самолеты № 1602, № 1821, № 1840, № 1863 и последующие*: По выбору Заказчика устанавливается 2-скоростной вентилятор для создания дополнительного притока воздуха, когда воздушный напор воздуха недостаточен, например при наземном обслуживании.

Самолеты № 1602, № 1821, № 1840, № 1863 и последующие: Описание системы кондиционирования, устанавливаемой по выбору заказчика, приведено в Дополнении Оперативного справочника пилоту *«Система кондиционирования», P/N 13772-127, первоначальное или более позднее издания*. Дополнение содержит полное описание системы, ее рабочих режимов и подробное изложение порядка эксплуатации.

Описание и работа – Самолеты с № 0002 по № 1601, с № 1603 по № 1820, с № 1822 по № 1839, с № 1841 по № 1862*

Воздушная вентиляция кабины осуществляется при направлении потока наружного воздуха от воздухозаборников в передних кромках обеих консолей крыла в поворотные сферические штуцера у всех кресел в кабине. Сидя в кресле можно поворотом штуцера изменить направление струи наружного воздуха или, вращая штуцер, изменить силу воздушной струи от нуля до максимальной.

Для обогрева кабины поток наружного воздуха из воздухозаборников смешивается с нагретым воздухом, выходящим из теплообменника, после чего кондиционированный воздух направляется к креслам и/или в диффузор обдува лобового стекла. Воздух для обогрева кабины поступает из воздухозаборника в двигательном отсеке в муфтообразный теплообменник, охватывающий правый шумоглушитель двигателя. Этот нагретый воздух смешивается в вентиляционной камере за приборной доской с потоком наружного воздуха из воздухозаборников в корневой части крыла. Регулирование процентного соотношения горячего и холодного воздуха осуществляет пилот. Смешанный (кондиционированный) воздух направляется к креслам и/или в диффузор обдува лобового стекла. Штуцера подачи кондиционированного воздуха к передним креслам регулируются для установки в желаемом направлении обдува и расположены под приборной доской на уровне колен. Штуцера для обдува задних пассажирских мест размещены на уровне пола.

Температура, объем и расход кондиционированного воздуха в кабине регулируются ручками переключателей, установленных внизу на правой стороне приборной доски.

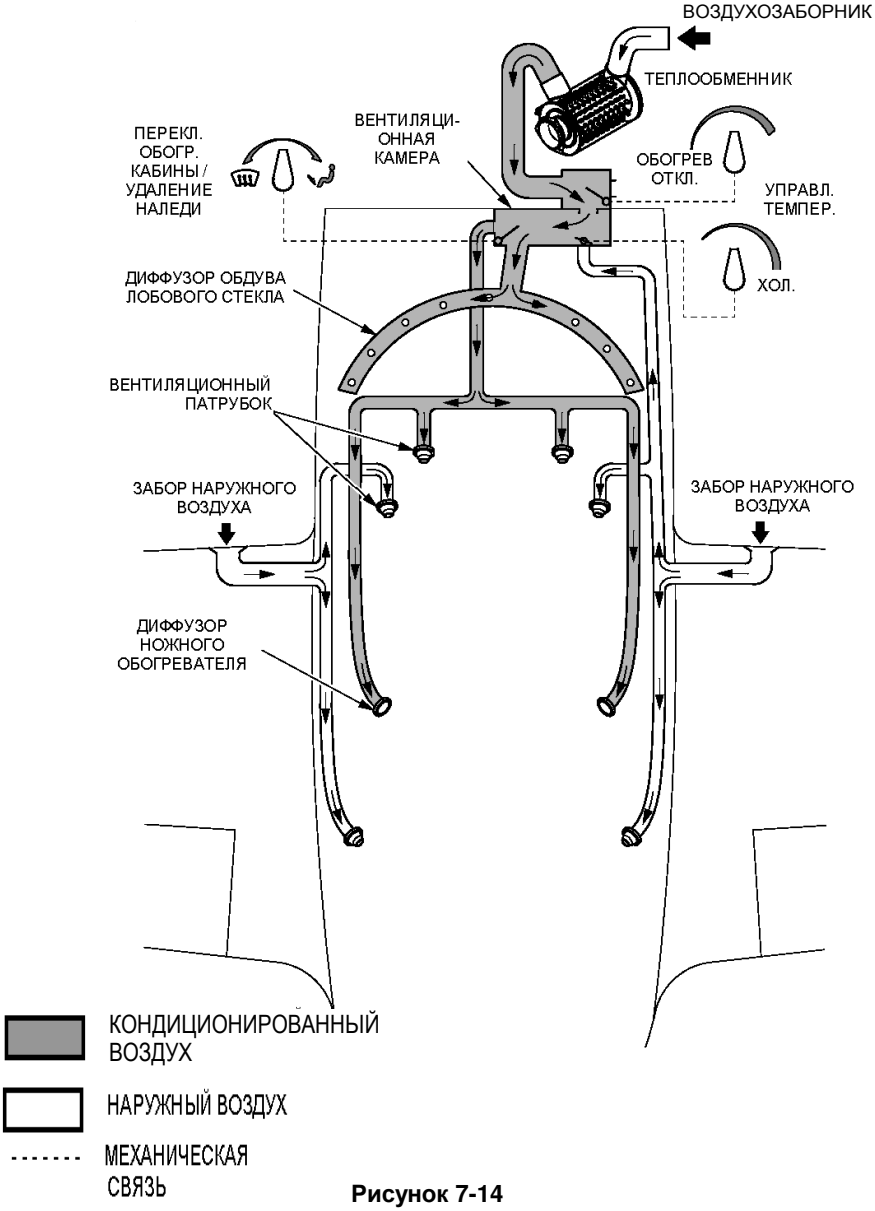


Рисунок 7-14

Система обогрева и вентиляции кабины –
Самолеты с № 0002 по № 1862*

Селектор воздушного потока в кабине

Посредством селектора кондиционированный воздух, выходящий из вентиляционной камеры смешанным в нужной пропорции, может быть направлен на обдув лобового стекла или к креслам пассажиров. Селектор механически связан с дверцей выходного патрубка смесительной вентиляционной камеры. При повороте ручки селектора против часовой стрелки в направлении миниатюрного изображения лобового стекла перекрывается поток воздуха в распределительную систему пассажирских кресел и максимальное количество воздуха поступает в диффузор обдува лобового стекла. Поворот ручки селектора по часовой стрелке в направлении изображения сидящего человека перекрывает поступление воздуха в диффузор обдува лобового стекла и направляет максимальный объем воздуха через распределительную систему к пассажирским креслам. Ручка селектора позволяет установить любое соотношение воздушных потоков на обдув лобового стекла и к креслам пассажиров.

Кондиционированный воздух для обогрева передних кресел направляется к вентиляционным штуцерам под приборной доской на уровне колен пилотов. Кондиционированный воздух для обогрева задних кресел отводится в вентиляционные штуцера, расположенные под передними креслами рядом с дверными рамами, и выходит в пространство кабины на уровне пола.

Регулятор обогрева кабины

Расход нагретого воздуха через смесительную вентиляционную камеру определяется положением ручки регулятора обогрева кабины, расположенного с внутренней стороны от селектора воздушного потока в кабине. Регулятор отопления кабины механически связан с дверцей корпуса нагревателя между нагревательной муфтой и смесительной вентиляционной камерой. Поворот ручки регулятора против часовой стрелки в крайнее положение ОТОПЛ. ОТКЛ. (HEAT OFF) открывает канал перепуска нагретого воздуха из муфты в двигательный отсек. При повороте ручки по часовой стрелке открывается дверца корпуса нагревателя, и нагретый воздух поступает в смесительную вентиляционную камеру.

Регулятор охлаждающей вентиляции кабины

Расход наружного воздуха через смесительную вентиляционную камеру, определяется положением ручки регулятора охлаждения кабины, расположенного с внешней стороны от селектора воздушного потока в кабине. Регулятор механически связан с дроссельным клапаном на входе наружного воздуха в камеру. Поворот ручки регулятора против часовой стрелки в крайнее положение перекрывает канал поступления наружного воздуха в камеру от воздухозаборника в правой корневой части крыла. При повороте ручки по часовой стрелке дроссельный клапан открывается и наружный воздух поступает в смесительную вентиляционную камеру. Установка ручки в крайнее положение по часовой стрелке – ХОЛ. (COLD) обеспечивает максимальный приток наружного воздуха в смесительную камеру.

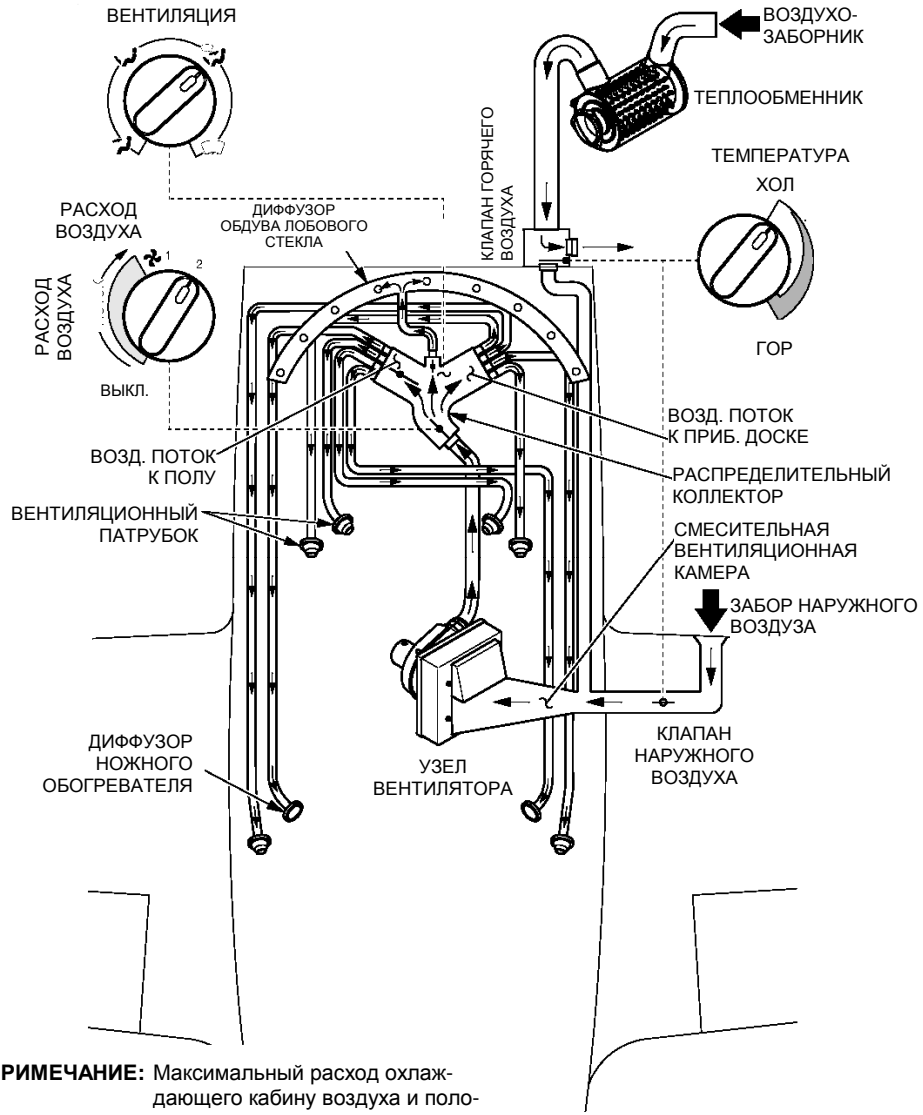
Описание и работа –
*Самолеты № 1602, № 1821, № 1840, № 1863 и последующие**

Обогрев и охлаждение кабины осуществляется смешиванием наружного воздуха из воздухозаборника в крыле с нагретым воздухом, поступающим из муфтообразного теплообменника, охватывающего правый шумоглушитель двигателя. После этого кондиционированный воздух под давлением скоростного напора или (если дополнительно установлен) через вентилятор поступает в распределительный коллектор, который регулирует расход и направляет воздух в нужные устройства вентиляции. Расход воздуха, его температура и используемая система вентиляционных устройств выбираются на панели управления, в правой части приборной доски.

Устанавливаемый по выбору Заказчика вентилятор работает от постоянного тока напряжением 28 В, подаваемого через 15-амперный автомат защиты сети ВЕНТ (FAN) от главной шины 2.

Селектор воздушного потока

Селектор воздушного потока регулирует расход воздуха, поступающего в распределительную систему кабины. Селектор механически связан с дроссельным клапаном в распределительном коллекторе. Если установлено дополнительное оборудование по выбору, то после поворота селектора в полностью открытое положение происходит включение вентилятора.



ПРИМЕЧАНИЕ: Максимальный расход охлаждающего кабину воздуха и положение селекторов показаны на рисунке.

Рисунок 7-15

Система обогрева и охлаждения кабины –
Самолеты № 1863 и последующие*

Селектор вентиляции

Селектор вентиляции направляет кондиционированный воздух, выходящий из распределительного коллектора и смешанный в нужной пропорции, к креслам пассажиров и/или на обдув лобового стекла. Селектор механически связан с дроссельными клапанами на входе диффузора обдува лобового стекла и канала, проходящего под полом кабины. Воздух непрерывно подводится к сферическим поворотным вентиляционным штуцерам у приборной доски и подлокотника. С любого кресла в кабине можно вращением индивидуального штуцера изменять расход воздуха от нуля до максимума.

Когда селектор установлен в крайнее левое положение, оба дроссельных клапана закрыты, в результате чего к сферическим поворотным вентиляционным штуцерам у приборной доски и подлокотника поступает максимальный поток воздуха.

При повороте селектора на четверть оборота по часовой стрелке открывается дроссельный клапан в полу кабины, пропуская поток воздуха к диффузорам обогрева ног в нижней зоне задних кресел и к вентиляционным штуцерам передних кресел, установленным с нижней стороны отбортовки каждой двери.

После поворота селектора еще на четверть оборота по часовой стрелке открывается дроссельный клапан диффузора обдува лобового стекла, пропуская разделенные потоки воздуха к механизму удаления наледи и к вентиляционным штуцерам в полу кабины.

При установке селектора в крайнее правое положение дроссельный клапан в полу закрывается и максимальный поток воздуха направляется в диффузор обдува лобового стекла.

Селектор температуры

Селектор температуры механически связан с клапаном горячего воздуха и клапаном воздухозаборника наружного воздуха. Поворот ручки селектора одновременно открывает или закрывает оба клапана, позволяя горячему и холодному воздуху смешиваться, и направляет воздух в распределительную систему. При повороте ручки селектора по часовой стрелке в систему поступает более теплый воздух, при повороте против часовой стрелки – более холодный.

СИСТЕМА ПРИЕМНИКА ВОЗДУШНОГО ДАВЛЕНИЯ

Система приемника воздушного давления (ПВД) состоит из одного обогреваемого приемника полного давления, установленного на левой консоли крыла, и двух приемников статического давления в фюзеляже. Обогревом приемника полного давления управляет пилот посредством выключателя на приборной доске. На случай засорения штатного источника статического давления предусмотрен резервный источник статического давления. Под полом кабины в нижних точках каждого трубопровода полного и статического давления установлены водоотстойники с дренажом, служащие для сбора влаги, которая проникает в систему. При ежегодном техническом обслуживании, а также в случае уверенности или подозрения в скоплении воды в отстойниках необходимо ее сливать.

Выключатель обогрева ПВД

Система обогрева приемника воздушного давления состоит из нагревательного элемента внутри приемника, кулисного выключателя ОБОГРЕВ ПВД (PITOT HEAT) и соединительных проводов. Выключатель и автомат защиты сети (слева от выключателя) размещены с левой стороны панели управления. При установке выключателя во включенное положение подается питание на электрический нагревательный элемент ПВД, который обеспечивает нормальную работу системы в условиях вероятного обледенения. Обогрев ПВД следует включать только при необходимости. Система обогрева приемника воздушного давления работает от постоянного тока напряжением 28 В, поступающего через 7,5-амперный автомат защиты сети ОБОГРЕВ ПВД / ОХЛАЖД. ВЕНТИЛЯТОР (PITOT HEAT/COOLING FAN) на шине питания второстепенных потребителей (Non-Essential Bus).

Сигнальная лампа обогрева ПВД

Горение желтого светосигнального табло ОБОГРЕВ ПВД (PITOT HEAT) свидетельствует, что выключатель системы обогрева приемника воздушного давления включен, но при этом электропитание в систему не поступает. В питающей проводке системы обогрева при-

емника воздушного давления установлен датчик тока, который выдает соответствующий сигнал. Светосигнальное табло ОБОГРЕВПВД (PITOT HEAT) функционирует от постоянного тока напряжением 28 В, поступающего через 2-амперный автомат защиты сети СВЕТ. ТАБЛО / ПРИБ. ДВИГ (ANNUN / ENGINE INST) на шине питания основных потребителей (Essential Bus).

Резервный источник статического давления

На панели управления у правой ноги пилота установлен клапан, служащий резервным источником статического давления. Этот клапан подает в систему статическое давление воздуха из пространства кабины взамен внешнего приемника статического давления. Если есть подозрение, что показания приборов ошибочны вследствие наличия воды или льда в магистрали от внешнего штатного источника статического давления, необходимо открыть клапан в качестве резервного источника воздушного давления. Когда открыты отверстия системы обогрева и вентиляции, давление воздуха в кабине изменяется. В каждом случае включения резервного источника статического давления необходимо выполнить *калибровку воздушной скорости и высоты согласно Разд. 5*.

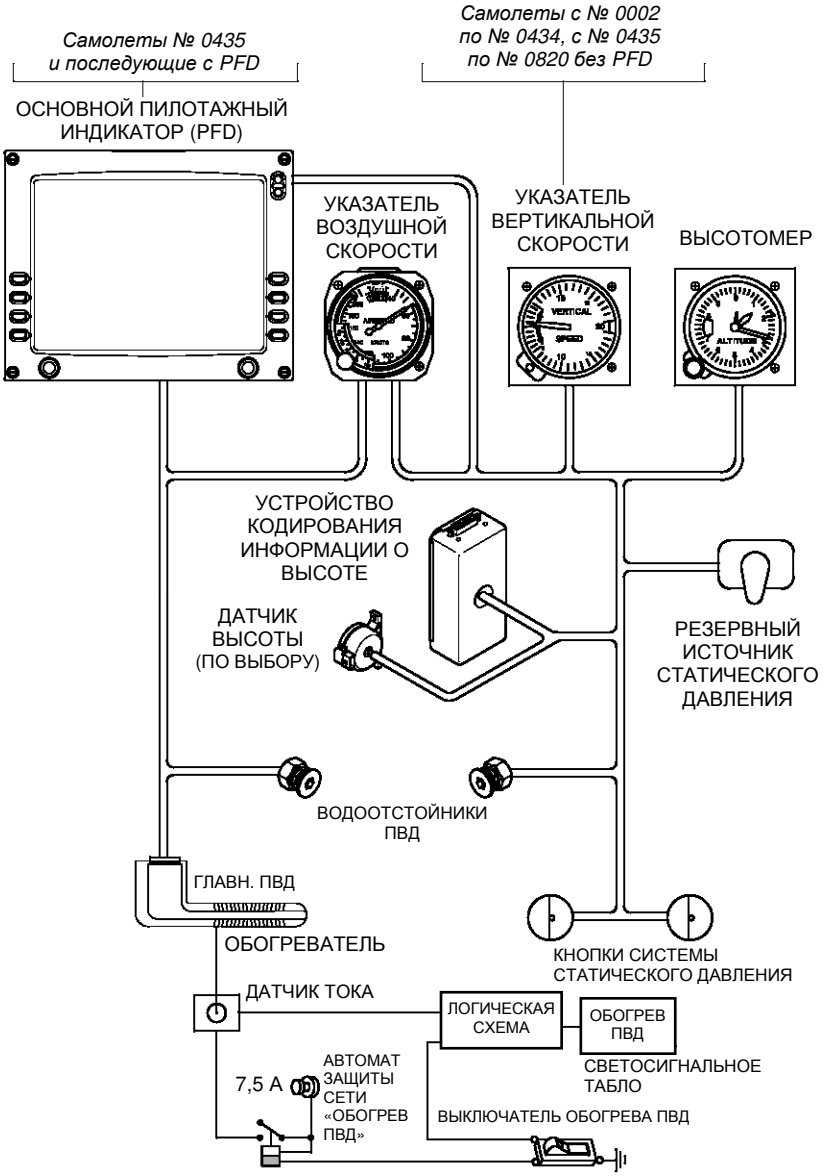


Рисунок 7-16

Схема системы приемника воздушного давления

СИСТЕМА СИГНАЛИЗАЦИИ СВАЛИВАНИЯ

Самолет оборудован электропневматической системой сигнализации сваливания, выдающей звуковой сигнал тревоги при подходе к режиму аэродинамического сваливания. Система состоит из воздухозаборника в передней кромке правой консоли крыла, реле давления с соответствующими трубопроводами и установленной за приборной доской пьезокерамической сирены. Когда самолет приближается к режиму сваливания, зона низкого давления на внешней поверхности крыла смещается вперед и поворачивается вокруг передней кромки крыла. Когда зона низкого давления проходит над входом датчика сигнализации сваливания, реле давления улавливает незначительную величину отрицательного давления, замыкает цепь заземления и включает сирену, а на *самолетах № 2044 и последующих* – отключает автопилот. Сирена выдает непрерывный звуковой сигнал тревоги мощностью 94 дБ на частоте 2800 Гц. Сигнал звучит при воздушной скорости, приблизительно на 5 узлов больше, чем скорость сваливания, при полностью выпущенных закрылках, отключенном электропитании, горизонтальном положении крыла и некотором превышении пределов при развороте и полете с ускорением. Система работает от постоянного тока 28 В, поступающего через 2-амперный автомат защиты сети СИГНАЛИЗ. СВАЛИВАНИЯ (STALL WARNING) на шине питания основных потребителей (Essential Bus).

При включенном питании от аккумуляторной батареи предполетная проверка системы сигнализации сваливания производится следующим образом:

1. Накройте чистым носовым платком вентиляционное отверстие.
2. Всосите воздух из отверстия ртом или воспользуйтесь ручным насосом для создания разрежения. Звук сирены подтвердит исправность системы.

СТАНДАРТНОЕ РАДИОЭЛЕКТРОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

В последующем тексте описаны все компоненты стандартного радиоэлектронного оборудования самолета SR22. Радиоэлектронное навигационное и связное оборудование размещено на центральном пульте управления и легко доступно с любого места пилота.

Подробное описание конкретных компонентов радиоэлектронного оборудования, эксплуатационные процедуры или данные для выбора такого оборудования приведены в Руководстве пилота от Изготовителя оборудования, *а также в Разд. 9, содержащем утвержденные Федеральным управлением гражданской авиации (FAA) Дополнения к РЛЭ*, где дается информация, касающаяся комплектации самолета SR22.

Стандартное радиоэлектронное оборудование поставляется в следующих комплектациях:

Комплектация А –
Самолеты с № 0002 по № 1601, с № 1603 по № 1643 и с № 1645 по № 1662 без PFD

- Индикатор движущейся карты (Avidyne MFD).
- Двухканальный автопилот (S-Tec System 30).
- Комплексная аудиосистема с внутренней связью (Garmin GMA 340).
- Приемник сигналов маркерного радиомаяка (Garmin GMA 340).
- Две системы GPS, сертифицированные для выполнения захода на посадку по приборам (ППП) (Garmin GNS 430 и Garmin GNS 420).
- Два приемопередатчика для двух ОВЧ-систем связи (Garmin GNS 430 и Garmin GNS 420).
- Один навигационный приемник сигналов VOR/LOC/GS (GNS 430).
- Приемоответчик режима С с устройством кодирования информации о высоте (Garmin GTX 327).
- Плановый навигационный прибор.
- Указатель отклонения от курса.

Комплектация B –
Самолеты с № 0002 по № 1601, с № 1603 по № 1643 и с № 1645 по № 1662 без PFD:

- Индикатор движущейся карты (Avidyne MFD).
- Двухканальный автопилот (S-Tec System 55X).
- Комплексная аудиосистема с внутренней связью (Garmin GMA 340).
- Приемник сигналов маркерного радиомаяка (Garmin GMA 340).
- Две системы GPS, сертифицированные для выполнения захода на посадку по приборам (ППП) (Garmin GNS 430).
- Приемопередатчики для двух ОВЧ-систем связи (Garmin GNS 430).
- Два навигационных приемника сигналов VOR/LOC/GS (GNS 430).
- Приемоответчик режима С с устройством кодирования информации о высоте (Garmin GTX 327).
- Электронный навигационный дисплей (SN3308).
- Указатель отклонения от курса.

Комплектация
PFD – Самолеты с № 0435 и последующие с PFD:

- Индикатор движущейся карты (Avidyne MFD).
- Основной пилотажный индикатор (Avidyne MFD).
- Двухканальный автопилот (S-Tec System 55X).
- Комплексная аудиосистема с внутренней связью (Garmin GMA 340).
- Приемник сигналов маркерного радиомаяка (Garmin GMA 340).
- Две системы GPS, сертифицированные для выполнения захода на посадку по приборам (ППП) (Garmin GNS 430).

- Приемопередатчики для двух ОВЧ-систем связи (Garmin GNS 430).
- Два навигационных приемника сигналов VOR/LOC/GS (GNS 430).
- Приемоответчик режима С с устройством кодирования информации о высоте (Garmin GTX 327).

Многофункциональный дисплей

Этот самолет оборудован многофункциональным дисплеем (MFD) EX5000C 700-00004-XXX-( ) производства Avidyne FlightMax. Прибор с ориентированным отображением рельефа местности на экране (диагональ 10,4 дюйма) установлен на приборной доске и служит для представления пилоту дополнительной ситуационной и навигационной информации в виде символа самолета на фоне движущейся карты. В многофункциональный дисплей поступают данные от разных источников, включая датчики системы GPS, грозоотметчик WX-500 и систему уведомления о возможности столкновения SkyWatch. Экранное изображение формируется логическим группированием информации, отображаемой на «Страницах».

Многофункциональный дисплей Avidyne FlightMax EX-Series с активной матрицей и жидкокристаллическим цветным экраном (диагональ 10,4 дюйма) интегрирован в блок управления (CDU), который обеспечивает отображение на экране текущего местоположения самолета и линии пути на фоне движущейся карты. Многофункциональный дисплей EX-Series выполняет следующие функции:

- Вырабатывает и представляет на экране изображение движущейся карты на основе информации от системы GPS о местоположении самолета с отображением препятствий и рельефа местности.
- Отображает на экране грозовые разряды с указанием направления и расстояния по информации от грозоотметчика Stormscope®.
- Отображает на экране рекомендательную информацию о воздушной обстановке от системы Skywatch® (только EX5000C).

- Отображает на экране план полета с использованием системы GPS на основе вводимых пилотом данных.
- Отображает на экране Контрольные перечни проверок для нормальных и аварийных условий, а также эксплуатационные данные.
- Отображает на экране навигационные данные, такие, как путевая скорость и линия пути.

Пилот может устанавливать конфигурацию движущейся карты, например, по следующим параметрам:

- Движение карты снизу вверх или на север.
- Масштаб карты.
- Выбор наземных ориентиров, таких, как аэропорты и особые зоны воздушного пространства, выделение цветом рельефа местности.
- Выбор и просмотр маршрутной информации от системы GPS.

Блок MCU работает от постоянного тока напряжением 28 В, подаваемого через 5-амперный автомат защиты сети многофункционального дисплея на шине питания второстепенных потребителей РЭО (Avionics Non-Essential Bus).

Примечание. *Самолеты с № 0002 по № 1103 до проведения изменения 02 программного обеспечения MFD в версии 530-00162-000*: Если грозоуказатель многофункционального дисплея Avidyne MFD установлен в положение ЛИНИЯ ПЕРЕДАЧИ ДАННЫХ (DATALINK) или ВЫКЛ (OFF), не используйте системы навигации Garmin 420 или 430 для вывода на экран дисплея данных грозоотметчика о грозовых разрядах. Чтобы системы навигации Garmin 420 или 430 выдавали точную информацию о грозовых разрядах, переключатель грозоотметчика на странице КАРТА (MAP) многофункционального дисплея (MFD) должен находиться в положении РАЗРЯД (STRIKE) или ГРОЗОВОЙ ОЧАГ (CELL).

Более подробное описание конструкции, рабочих режимов и дополнительная информация о порядке эксплуатации многофункционального дисплея (MFD) приведены в *Руководстве для пилота по оборудованию Avidyne FlightMax EX5000C.*

Автопилот

Комплектация А –
Самолеты с № 0002 по № 1601, с № 1603 по № 1643 и с № 1645 по № 1662 без PFD

Эти самолеты оборудованы автопилотом S-TEC System Thirty с системой GPSS. На данном самолете также установлен автопилот S-TEC System Thirty. Такой автопилот представляет собой двухосевую систему, получающую сигналы управления относительно оси крена от интегрального электрического координатора разворота, и информацию о высоте – от датчика высоты, встроенного в линию приемника воздушного давления. Внутри корпуса координатора разворота размещены программирующее устройство, вычислитель/усилитель и светосигнальные табло. С помощью ручки многофункционального переключателя (в левом верхнем углу координатора разворота) производится выбор режима, отключение автопилота и ввод команд на разворот. Для отключения автопилота можно использовать кнопку, имеющуюся на обеих ручках управления. Отдельный вычислитель в канале тангажа выполняет функцию стабилизации по высоте.

Функциональные возможности автопилота S-Tec System Thirty:

- Стабилизация по крену.
- Исполнение команд разворота.
- Отслеживание линии пути по сигналам систем NAV/LOC/GPS с высокой и низкой чувствительностью.
- Выдерживание высоты.

- Управление по сигналам системы GPS (GPSS) для обеспечения более плавных разворотов на курс или в течение следования по курсу.

Отдельный преобразователь системы GPSS обеспечивает ввод в автопилот сигналов GPS для стабилизации по крену. Кнопка переключателя GPSS/КУРС (GPSS/HDG) позволяет выбрать либо режим выдерживания курса (КУРС (HDG)), либо режим стабилизации по крену. В режиме КУРС (HDG) автопилот реагирует на сигналы от курсового индекса КУРС (HDG) на плановом навигационном приборе. В режиме GPSS автопилот работает по сигналам стабилизации по крену от блока навигации системы GPS. Автопилот работает от постоянного тока напряжением 28 В, поступающего через 5-амперный автомат защиты сети АВТОПИЛОТ (AUTOPILOT) на шине питания основных потребителей (Essential Bus).

Более подробное описание конструкции, рабочих режимов и дополнительные процедуры эксплуатации автопилота S-TEC System Thirty изложены в *Оперативном справочнике пилота по автопилоту S-TEC System Thirty* (P/N 8777), изданном в феврале 1999 года (или позже), в *Оперативном справочнике пилота по преобразователю управляющих сигналов глобальной системы навигации и определения местоположения (GPSS) S-TEC-Meggit* (P/N 8799), изданном 8 февраля 2001 г. (или позже), и в соответствующем Дополнении к настоящему Справочнику.

Комплектация B –
Самолеты с № 0002 по № 1601, с № 1603 по № 1643 и с № 1645 по № 1662 без PFD

Эти самолеты оборудованы автопилотом S-TEC System 55X с задатчиком высоты и предупредительной сигнализацией. Автопилот System 55X представляет собой двухосевую систему, содержащую программирующее/вычислительное устройство наведения, устройство кодирования информации о высоте, задатчик высоты с предупредительной сигнализацией, координатор разворота и плановый навигационный прибор. Выбор режима и вертикальной скорости осуществляется на пульте программирующего/вычислительного устройства. Для отключения автопилота можно использовать кнопку, имеющуюся на обеих ручках управления. Автопилот изменяет

угол крена с помощью электромотора триммера элерона и пружинного блока, а угол тангажа (для достижения и выдерживания заданной высоты) – посредством электромотора триммера руля высоты.

Функциональные возможности автопилота S-Tec System 55X самолета SR22:

- Выдерживание курса и исполнение соответствующих команд.
- Отслеживание линии пути по сигналам систем NAV/LOC/GPS/GS с высокой и низкой чувствительностью и автоматический вывод в точку пересечения курсов под углом 45°.
- Управление по сигналам системы GPS (GPSS).
- Предварительный ввод значений высоты, выдерживание заданной высоты и исполнение соответствующих команд, индикацию высоты и учет поправки по давлению.
- Выдачу предупредительных сигналов об опасной высоте и о высоте принятия решения.
- Выдерживание вертикальной скорости и исполнение соответствующих команд.

Автопилот с задатчиком высоты/сигнализатором опасной высоты работает от постоянного тока напряжением 28 В, поступающего через 5-амперный автомат защиты сети АВТОПИЛОТ (AUTOPILOT) на шине питания основных потребителей (Essential Bus).

Более подробное описание режимов и процедур эксплуатации задатчика высоты/сигнализатора опасной высоты изложены в *Оперативном справочнике пилота по автопилоту S-Tec System Fifty-Five X* (P/N 87109), изданном 8 ноября 2000 г. (или позже), в *Оперативном справочнике пилота по задатчику высоты с предупредительной сигнализацией* P/N 8716 или P/N 87110 (издание без изменений или более позднее).

Комплектация с PFD –
Самолеты № 0435 и последующие с PFD:

Эти самолеты оборудованы автопилотом S-TEC System 55X или 55SR, объединенным в одно целое с основным пилотажным индикатором Entegra PFD. Для облегчения контроля работы автопилота и ориентированности в обстановке в системе предусмотрена (только в варианте 55X) установка индексов курса, высоты и вертикальной скорости. В активном режиме работы автопилота обеспечивается полная навигация, включая плавное выведение на заданную высоту и курс. Если активный режим автопилота не используется (управление полетом осуществляется вручную), то система не осуществляет никаких воздействий на управление полетом, кроме выдачи индикации положения соответствующих индексов, введенных пилотом. Отключение автопилота может производиться от кнопки на обеих ручках управления.

При подключении основного пилотажного индикатора Entegra к автопилоту обеспечивается индикация положений индексов, режима работы автопилота и положений директорных стрелок командного пилотажного прибора (если установлен). Сплошной малиновый индекс курса, высоты или вертикальной скорости (только в варианте 55X) показывает, что данная функция индикации в настоящий момент подключена к активному режиму автопилота. Полый малиновый индекс обозначает, что в данный момент соответствующая функция индикации не подключена к активному режиму автопилота. Другими словами, полый индекс свидетельствует о том, что управление полетом осуществляется вручную.

Если самолет оборудован пилотажным командным прибором, то при использовании автопилота для управления полетом в вертикальной плоскости установка директорных стрелок пилотажно-командного прибора будет обозначать требуемый режим управления, который должен обеспечиваться командами автопилота. При работе автопилота в зоне индикации его режимов будет присутствовать буквенный символ «AP», директорные стрелки станут видимыми на дисплее и иметь малиновый цвет, а самолет должен будет выполнять полет в соответствии с их положением.

При использовании только пилотажно-командного прибора в зоне индикации режимов автопилота будет присутствовать буквенный символ «FD», директорные стрелки будут отображаться на дисплее в зеленом цвете, а пилот должен будет вручную воздействовать на органы управления самолетом, отслеживая положение стрелок.

Примечание: Перед использованием автопилота для управления полетом в вертикальной плоскости на интерфейсе автопилота необходимо включить один из режимов управления в горизонтальной плоскости (HDG, NAV или GPSS).

Если выбран режим HDG, то поворот индекса курса более чем на 180° может привести к развороту в обратном направлении.

Основной пилотажный индикатор Entegra PFD поддерживает следующие шесть режимов работы автопилота System 55X:

- ALT (Выдерживание высоты).
- VS (Выдерживание вертикальной скорости).
- Приведение к заданной высоте.
- HDG (Выведение на курс и выдерживание курса следования).
- NAV (Управление по сигналам навигационных приемников NAV).
- GPSS (GPS Steering) (Управление полетом по сигналам навигационной системы GPSS).

Основной пилотажный индикатор Entegra PFD поддерживает следующие три режима работы автопилота System 55SR:

- ALT (Выдерживание высоты).
- HDG (Выведение на курс и выдерживание курса следования).
- NAV (Управление по сигналам навигационных приемников NAV).

Автопилот и задатчик высоты с предупредительной сигнализацией работают от постоянного тока напряжением 28 В, поступающего через 5-амперный автомат защиты сети АВТОПИЛОТ (AUTOPILOT) на шине питания основных потребителей (Essential Bus).

Более подробное описание конструкции, режимов и процедур эксплуатации автопилота изложены в *Оперативном справочнике пилота по автопилоту S-Tec System Fifty-Five X* (P/N 87109), изданном 8 ноября 2000 г. (или позже), и в соответствующем дополнении к настоящему Оперативному справочнику пилота.

Глобальная система определения местоположения GPS

Навигационная база данных Jeppesen предоставляет доступ к информации по аэропортам, схемам захода на посадку, стандартным схемам вылета по приборам (SID), стандартным схемам прибытия в пункты назначения (STAR), всенаправленным ОВЧ-радиомаякам (VOR), всенаправленным радиомаякам (NDB), точкам пересечения курсов, минимальным безопасным высотам, консультативным данным о контролируемом воздушном пространстве и частотах. Предлагаются база данных по Северной Америке и Международная база данных. Карточку с информацией базы данных можно вставить в щелевое отверстие блока системы GPS. Информация о подписке содержится в комплекте сопроводительных документов к каждой системе.

Комплектация А – Самолеты с № 0002 по № 1601, с № 1603 по № 1643 и с № 1645 по № 1662 без PFD

На самолете установлено два навигационных блока системы GPS. Навигационный блок Garmin GNS 430 обозначен как GPS 1, а навигационный блок Garmin GNS 420 обозначен как GPS 2. Оба блока Garmin GPS сертифицированы для выполнения полетов по правилам (ППП). Главный блок, обозначенный как GPS 1, связан с плановым навигационным прибором, автопилотом и многофункциональным дисплеем. Вторичный блок, обозначенный как GPS 2, связан только с плановым навигационным прибором самолета.

Блоки системы GPS обеспечивают получение навигационной информации в условиях полетов по ППП на маршруте, с использованием навигационных средств конечного пункта и при заходе на посадку с точностью лучше чем 15 м. Каждый блок системы GPS, получая сигналы глобальной системы навигации и определения местоположения (GPS), состоящей из сети спутников, вычисляет текущие координаты самолета (широту, долготу и высоту) и кодирует информацию о высоте для более точного расчета высоты полета.

Антенна навигационного блока GPS1 размещена над обшивкой потолка кабины вдоль центральной оси самолета. Антенна навигационного блока GPS2 находится под противобликовым козырьком за многофункциональным дисплеем (MFD). Все элементы управления блоками системы GPS размещены на лицевых панелях приемников GPS, расположенных на центральном пульте управления. На панелях имеются функциональные клавиши, выключатели питания, светосигнальные табло режимов СООБЩЕНИЕ (MSG) и НАВ (NAV). На блоке GNS 430 установлен цветной светодиодный дисплей. На каждой панели смонтированы две соосные ручки переключателей и имеется щелевое отверстие для карточки с информацией базы данных Jeppesen NavData. Информация на дисплеях легко читается при дневном освещении, яркость изображения автоматически снижается до комфортного уровня. Главный навигационный блок системы GPS работает от постоянного тока напряжением 28 В, поступающего через 5-амперный (GPS1) и 7,5-амперный (COM 1) автоматы защиты сети на шине питания основных потребителей РЭО (Avionics Essential Bus). Вторичный навигационный блок системы GPS работает от постоянного тока напряжением 28 В, поступающего через 5-амперный (GPS 2) и 7,5-амперный (COM 2) автоматы защиты сети на шине питания второстепенных потребителей РЭО (Avionics Non-Essential Bus).

Комплектация B и PFD

На самолете установлено два навигационных блока системы GPS. Взаиморезервируемые блоки Garmin GNS 430 обозначены как GPS 1 и GPS 2. Оба блока Garmin GPS сертифицированы для выполнения полетов по ППП. Главный блок, обозначенный как GPS 1, связан с плановым навигационным прибором, или основным пилотаж-.

ным индикатором, с автопилотом и многофункциональным дисплеем. Вторичный блок, обозначенный как GPS 2, связан с плановым навигационным прибором самолета или основным пилотажным индикатором и с многофункциональным дисплеем.

Блоки системы GPS обеспечивают получение навигационной информации в условиях полетов по ППП на маршруте, с использованием навигационных средств конечного пункта и при заходе на посадку с точностью лучше чем 15 м. Каждый блок системы GPS, получая сигналы глобальной системы определения местоположения (GPS), состоящей из сети спутников, вычисляет текущие координаты самолета (широту, долготу и высоту) и кодирует информацию о высоте для более точного расчета высоты полета.

Антенна навигационного блока GPS1 размещена над обшивкой потолка кабины вдоль центральной оси самолета. Антенна навигационного блока GPS2 находится под противобликовым козырьком за многофункциональным дисплеем (MFD). Все элементы управления блоками системы GPS размещены на лицевых панелях приемников GPS, расположенных на центральном пульте управления. На панелях имеются функциональные клавиши, выключатели питания, светосигнальные табло режимов СООБЩЕНИЕ (MSG) и НАВ (NAV). На блоке GNS 430 установлен цветной светодиодный дисплей. На каждой панели смонтированы две соосные ручки переключателей и имеется щелевое отверстие для карточки с информацией базы данных Jeppesen NavData. Информация на дисплеях легко читается при дневном освещении, яркость изображения автоматически снижается до комфортного уровня.

Главный навигационный блок системы GPS работает от постоянного тока напряжением 28 В, поступающего через 5-амперный (GPS1) и 7,5-амперный (COM 1) автоматы защиты сети на шине питания основных потребителей РЭО (Avionics Essential Bus). Вторичный навигационный блок системы GPS работает от постоянного тока напряжением 28 В, поступающего через 5-амперный (GPS 2) и 7,5-амперный (COM 2) автоматы защиты сети на шине питания второстепенных потребителей РЭО (Avionics Non-Essential Bus).

Приемопередатчики системы связи

Комплектация A, B и с PFD

Для обеспечения ОВЧ-связи на самолете установлены два приемопередатчика, работающие в ОВЧ (VHF)-диапазоне. Вместе с соответствующими элементами управления приемопередатчики встроены в блоки Garmin GNS 430 или GNS 420. Приемопередатчики принимают все узкополосные и широкополосные передачи ОВЧ-диапазона, ведущиеся в выбранном спектре частот. Воспринимаемые антеннами сигналы поступают в приемопередатчики, где происходит цифровое кодирование звукового сигнала. Затем закодированный сигнал поступает в аудиоблок управления, откуда передается к громкоговорителям или наушникам.

COM 1 – верхний блок Garmin GNS 430 (обозначение COM 1). На панели управления блока Garmin GNS 430 имеется индикация частоты активного и резервного режимов COM 1, частотного запоминающего устройства и ручка переключения частоты. Приемопередатчик COM 1 работает либо в 720-канальном режиме (с разделением 25 кГц), либо в 2280-канальном режиме (с разделением 8,33 кГц) в диапазоне частот от 118,000 до 136,975 МГц. Антенна приемопередатчика COM 1 расположена над кабиной вдоль центральной оси самолета. Постоянный ток питания напряжением 28 В подается к приемопередатчику COM 1 от главного переключателя РЭО (Avionics Master Switch) на электрощитке нижней панели приборной доски через 7,5-амперный автомат защиты сети COM 1 на шине питания основных потребителей РЭО (Essential Avionics Bus).

COM 2 – нижний блок Garmin GNS 420 (обозначение COM 2). На панели управления блока Garmin GNS имеется индикация частоты активного и резервного режимов, частотного запоминающего устройства и ручка переключения частоты. Приемопередатчик COM 2работает либо в 720-канальном режиме (с разделением 25 кГц), либо в 2280-канальном режиме (с разделением 8,33 кГц) в диапазоне частот от 118,000 до 136,975 МГц. Антенна приемопередатчика COM 2 расположена под кабиной вдоль центральной оси самолета. Постоянный ток питания напряжением 28 В подается к приемопередатчику COM 2 от главного переключателя РЭО (Avionics Master Switch) на электрощитке нижней панели приборной доски через 7,5-амперный автомат защиты сети COM 2 на шине питания второстепенных потребителей РЭО (Non-Essential Avionics Bus).

Навигационный приемник

Комплектация А –
Самолеты с № 0002 по № 1601, с № 1603 по № 1643 и с № 1645 по № 1662 без PFD:

На самолете установлен один навигационный приемник (NAV), интегрированный в навигационный блок Garmin GNS 430. (Навигационный блок GNS 420 не содержит навигационного приемника.) Этот блок, установленный в верхней ячейке радиостойки, имеет обозначение НАВ 1 (NAV 1). Блок GNS 430 может работать в режиме приема сигналов всенаправленного/курсового ОВЧ-радиомаяка (VOR/LOC). Приемник принимает сигналы радиомаяка VOR/LOC в частотном диапазоне от 108,000 до 117,950 МГц с разделением 50 кГц. Блок GNS 430 способен отслеживать глиссадную траекторию. Сигналы глиссадного маяка принимаются в диапазоне частот от 329,150 до 335,000 кГц с шагом в 150 кГц.

Элементы управления навигационным приемником, установленные на дисплее блока Garmin GNS 430, обеспечивают индикацию частоты активного и резервного режимов, частотного запоминающего устройства, и включают ручку выбора частоты. Для аудиосистемы предусмотрен выход ИДЕНТ. (IDENT) по каналам VOR и LOC. Прием сигналов VOR/LOC, поступающих на входы обоих навигационных приемников, осуществляется навигационной антенной, установленной на законцовке вертикального оперения.

NAV 1 – верхний блок GARMIN GNS 430 (обозначен как NAV 1). Постоянный ток питания напряжением 28 В подается к блоку NAV 1 от главного переключателя РЭО (Avionics Master Switch) на электрощитке нижней панели приборной доски через 5-амперный автомат защиты сети GPS1 на шине питания основных потребителей РЭО (Essential Avionics Bus).

Комплектация В и PFD

На самолете установлены два навигационных приемника (NAV), интегрированные в навигационный блок Garmin GNS 430 системы GPS. Верхний блок обозначен как NAV 1, а нижний – как NAV 2. Элементы управления навигационными приемниками встроены в панель Garmin GNS, установленную на центральном пульте управ-

ления. Каждый приемник способен работать в режиме приема сигналов всенаправленного/курсового ОВЧ-радиомаяка (VOR/LOC). Приемник принимает сигналы радиомаяка VOR/LOC в частотном диапазоне от 108,000 до 117,950 МГц с разделением 50 кГц. Блок GNS 430 способен отслеживать глиссадную траекторию. Сигналы глиссадного маяка принимаются в диапазоне частот от 329,150 до 335,000 кГц с шагом в 150 кГц. Элементы управления приемником обеспечивают индикацию частоты активного и резервного режимов, частотного запоминающего устройства, и включают ручку выбора частоты. Для аудиосистемы предусмотрен выход ИДЕНТ. (IDENT) по каналам VOR и LOC. Прием сигналов VOR/LOC, поступающих на входы обоих навигационных приемников, осуществляется навигационной антенной, установленной на законцовке вертикального оперения.

NAV 1 – верхний блок GARMIN GNS 430 (обозначен как NAV 1). Постоянный ток питания напряжением 28 В подается к блоку NAV 1 от главного переключателя РЭО (Avionics Master Switch) на электрощитке нижней панели приборной доски через 5-амперный автомат защиты сети GPS1 на шине питания основных потребителей РЭО (Essential Avionics Bus).

NAV 2 – нижний блок GARMIN GNS 430 (обозначен как NAV 2). Постоянный ток питания напряжением 28 В подается к блоку NAV 2 от главного переключателя РЭО (Avionics Master Switch) на электрощитке нижней панели приборной доски через 5-амперный автомат защиты сети GPS2 на шине питания второстепенных потребителей РЭО (Non-Essential Avionics Bus).

Приемоответчик

На самолете установлен один приемоответчик Garmin GTX 327 со звуковым сигналом, работающий в режиме С УВД (опознавание и высота). Система приемоответчика состоит из интегрированного блока управления с приемопередатчиком, антенны и устройства кодирования информации о высоте. Приемопередатчик принимает запросный сигнал от наземного передатчика вторичного радиолокатора, после чего осуществляет передачу в Центр управления воздушным движением. Закодированная в цифровую форму информация о высоте, вырабатываемая устройством кодирования, поступа-

ет в самолетную систему статического давления. Приемоответчик со встроенными элементами управления установлен на центральном пульте управления. Элементы управления приемоответчиком обеспечивают индикацию кода активного режима, выбор кода, включают кнопку ИДЕНТ. (IDENT) и используются для проверки исправности системы.

Клавиша ФУНКЦИЯ (FUNC) позволяет выбрать значение барометрической высоты, продолжительности полета, и режим прямого или обратного отсчета полетного времени. Информация на дисплее легко читается при дневном освещении, яркость изображения регулируется ручкой ПОДСВЕТКА ПРИБ. (INST), установленной на нижней панели приборной доски. Антенна приемоответчика расположена под фюзеляжем непосредственно за противопожарной перегородкой. Постоянный ток питания напряжением 28 В подается к приемоответчику от главного переключателя РЭО (Avionics Master Switch) на электрощитке нижней панели приборной доски. Приемник, передатчик и устройство кодирования информации о высоте работают от постоянного тока напряжением 28 В, поступающего через 2-амперный автомат защиты сети КОДИР./ОТВЕТЧИК (ENCODER/XPONDER) на шине питания второстепенных потребителей РЭО (Avionics Non-Essential Bus).

Аудиосистема

На самолете установлен пульт управления аудиосредствами Garmin GMA 340.

Более подробное описание аудиосистемы, ее эксплуатационных режимов и дополнительные подробные инструкции по пользованию автопилотом изложены в *Оперативном справочнике пилота по пульту управления аудиосредствами Garmin GMA 340 (*P/N 190-00149-10, Изменение C или более позднее издание), а также в соответствующем Дополнении к настоящему Справочнику.

Установка гарнитур и микрофонов

На самолете предусмотрена установка четырех комплектов головных гарнитур с шумоподавляющими наушниками и встроенными микрофонами. Передние комплекты головных гарнитур с микрофонами подсоединены к кнопочным дистанционным переключателям

типа «Нажми и говори», каждый из которых расположен на торце захвата соответствующей ручки управления. Задние гарнитуры не имеют функции СВЯЗЬ (COM), и поэтому для них такие переключатели не предусмотрены. Микрофон, гарнитуры и разъемы электропитания с автоматическими устройствами шумоподавления для пилота и пассажира на переднем кресле расположены в корпусе для хранения карты, а аналогичные разъемы для гарнитур задних пассажиров – на задней секции центрального пульта управления. Управление всеми четырьмя аудиосредствами осуществляется от индивидуальных переключателей с регулировкой звука, установленных на пульте аудиосредств.

Розетка подключения аудиоаппаратуры

На задней секции центрального пульта управления имеются два электроразъема для подключения аудиоаппаратуры. Один разъем находится рядом с разъемом отбора электропитания (он используется пилотом и передним пассажиром), а другой расположен дальше сзади, рядом с разъемами автоматического устройства шумоподавления для головных гарнитур задних пассажиров. К этим разъемам можно подключать персональные переносные аудиоустройства, например приемники, кассетные магнитофоны или проигрыватели компакт-дисков. Регулировка звука производится ручками, имеющимися на подключаемых переносных аудиоустройствах.

Аварийный приводной передатчик

Самолет оборудован автономным аварийным приводным передатчиком (ELT). Передатчик с антенной установлен непосредственно за задней перегородкой кабины, справа от центральной оси самолета. Главный переключатель с положениями ВКЛ–ВЫКЛ–ГОТОВ (ON–OFF–ARMED) на корпусе передатчика в нормальных условиях должен находиться в положении ГОТОВ (ARMED). Пульт с дистанционным переключателем и индикатором ELT установлен непосредственно под щитком автомата защиты сети. Корпус передатчика сориентирован вдоль оси самолета для обеспечения срабатывания устройства под воздействием отрицательного ускорения, превышающего 3,5 футов/с. Если определяется быстрое замедление, передатчик начинает периодически транслировать звуковой

свип-сигнал в ОВЧ-диапазоне на частотах 121,5 и 243,0 МГц с интервалами примерно 0,5 с. Доступ к аварийному приводному передатчику с переносной антенной обеспечивается через люк в основании перегородки багажного отделения. Аварийный приводной передатчик (ELT) можно снять с самолета и использовать в качестве индивидуального приводного радиомаяка, если необходимо покинуть самолет после авиационного происшествия. Питание аварийного приводного передатчика (ELT) осуществляется от восьми щелочных батареек с маркировкой «D», вставленных в корпус передатчика. Через определенные интервалы времени батарейки питания необходимо менять, сверяясь с датами, указанными на корпусах батареек. *(См. Руководство по технической эксплуатации самолета.)*

Щиток дистанционного переключателя и индикатора аварийного приводного передатчика (ELT)

Щиток дистанционного переключателя с индикатором ELT установлен непосредственно под электрощитком автоматов защиты сети. Он используется для осуществления функций контроля режимов и проверки исправности аварийного приводного передатчика (ELT). На щитке имеются кнопки ВКЛ (ON) и ПЕРЕУСТАНОВКА (RESET) и красная сигнальная лампа (светодиод). Когда аварийный приводной передатчик ведет передачу, красная сигнальная лампа мигает.

Кнопка ВКЛ (ON) используется для проверки исправности устройства, выполняемой в соответствии с порядком проведения технического обслуживания.

Кнопка ПЕРЕУСТАНОВКА (RESET) служит для выключения самопроизвольной передачи аварийного приводного сигнала. Питание к светодиоду подается от размещенной в корпусе щитка 6-вольтной литиевой батарейки, которую необходимо периодически менять *(См. Руководство по техническому обслуживанию самолета.)*

В случае авиационного происшествия:

1. Проверьте исправность аварийного приводного передатчика по миганию светодиода индикатора на щитке ELT.

2. Если возможно, обеспечьте доступ к аварийному приводному передатчику, как описано ниже, и установите главный переключатель на корпусе устройства в положение ВКЛ (ON).

   Извлечение аварийного приводного передатчика (ELT) из самолета и использование его в качестве переносного приводного маяка:

   a. Снимите крышку люка в центре нижней части перегородки багажного отделения.

   b. Отсоедините от лицевой панели корпуса передатчика провод стационарной антенны.

   c. Отсоедините от передатчика провод дистанционного переключателя и индикатора.

   d. Ослабьте натяжение крепежных лямок, после чего извлеките из самолета аварийный приводной передатчик и переносную антенну.

   e. Вставьте штекер переносной антенны в разъем на лицевой панели корпуса передатчика.

   f. Установите главный переключатель на корпусе устройства в положение ВКЛ (ON).

   g. Придайте антенне положение, как можно более близкое к вертикали.

Счетчик/счетчики летных часов

Самолеты с № 0002 по № 1820, с № 1822 по № 1839, и с № 1841 по № 1862: На самолете установлен счетчик летных часов, расположенный в специальном углублении подлокотника между креслами пилотов. Отсчет времени начинается в момент установки выключателя АККУМ. 1 (BAT 1) в положение ВКЛ (ON), если включен любой из выключателей ГЕНЕР. 1 (ALT 1) или ГЕНЕР. 2 (ALT 2).

Самолеты с № 0002 по № 1601, с № 1603 по № 1643, и с № 1645 по № 1662: Счетчик летных часов работает от постоянного тока напряжением 28 В, поступающего через 5-амперный автомат защиты сети ПРИБ. КОНТР. ДВИГ (ENGINE INST).

Самолеты с № 1602, № 1644 и с № 1663 по № 1862: Счетчик летных часов работает от постоянного тока напряжением 28 В, поступающего через 5-амперный автомат защиты сети КОЛИЧ. ТОПЛ / АВ. ЧАСЫ (FUEL QTY / HOBBS) на главной шине 1 (Main Bus 1).

Самолеты № 1821, № 1840, № 1863 и последующие: На самолете установлено два счетчика летных часов, расположенных в специальном углублении подлокотника между креслами пилотов. Счетчик летных часов № 1, обозначенный АВ. ЧАСЫ (HOBBS), начинает отсчет времени в момент установки выключателя АККУМ. 1 (BAT 1) в положение ВКЛ (ON), если включен любой из выключателей ГЕНЕР. 1 (ALT 1) или ГЕНЕР. 2 (ALT 2). Счетчик летных часов № 2, с обозначением ПОЛЕТ (FLIGHT), регистрирует продолжительность полета. Отсчет времени начинается в момент, когда воздушная скорость самолета достигает приблизительно 35 KIAS. Управление отсчетом продолжительности полета осуществляется посредством сигнализатора перепада давлений, соединенного с системой приемника воздушного давления. Счетчик продолжительности полета работает от постоянного тока напряжением 28 В, поступающего через 5-амперный автомат защиты сети КОЛИЧ. ТОПЛ / АВ. ЧАСЫ (FUEL QTY / HOBBS) на главной шине 1 (Main Bus 1).

Авиационные цифровые часы

Самолеты с № 0002 по № 0434: На самолете установлены авиационные часы Davtron M803 (2¼ дюйма) с цифровой индикаций, они расположены на левой части приборной доски с внешней стороны от указателя воздушной скорости. На часах отображается всемирное время (UT), местное время (LT), время наработки (ET), температура наружного воздуха (OAT) в °C или °F и показания вольтметра. Переключение показаний и выполняемых функций производится кнопками на циферблате часов. Сигнал OAT поступает на часы от датчика температуры, установленного непосредственно перед дверью пилота. Авиационные часы работают от постоянного тока напряжением 28 В, поступающего через 5-амперный автомат защиты сети ПРИБ. КОНТР. ДВИГ (ENGINE INST) на главной шине 1 (Main Bus 1). Постоянный ток напряжением 28 В для поддержания рабочего состояния часов подается через 5-амперный плавкий

предохранитель, подсоединенный к главной распределительной шине электросистемы самолета (Main Distribution Bus) в блоке главного переключателя (MCU). Для обеспечения непрерывности хода часов в течение трех лет в часы вставлена съемная батарейка питания типа AA.

Кнопки РЕЖИМ (SEL) и УСТ. (CTL)

Все переключения (выбор) режимов индикации и установка (control) времени производятся с помощью кнопок РЕЖИМ (SEL) и УСТ. (CTL), расположенных под циферблатом. При включении электропитания часы показывают всемирное время (UT). Трехкратное нажатие на кнопку РЕЖИМ (SEL) вызовет сначала индикацию местного времени (LT), а затем – времени в полете (ET). Следующее нажатие на кнопку РЕЖИМ (SEL) вернет на циферблат индикацию всемирного времени (UT).

Установка всемирного (UT) или местного (LT) времени:

Посредством кнопки РЕЖИМ (SEL) выберите желаемый режим индикации – всемирное (UT) или местное (LT) время. Одновременно нажмите обе кнопки – РЕЖИМ (SEL) и УСТ. (CTL) (светодиод разряда десятков часов начнет мигать). Повторно нажимая кнопку УСТ. (CTL) нужное количество раз, установите требуемую цифру в разряде десятков часов. Нажмите кнопку РЕЖИМ (SEL) для перехода к следующему разряду и установки требуемой цифры. После того как все цифры будут установлены, снова нажмите кнопку РЕЖИМ (SEL) для возвращения к нормальному режиму индикации.

Время полета (FT):

Функция индикации времени полета (FT) в данном варианте комплектации самолета не предусмотрена. При установке авиационных часов в режим FT на циферблате будет индицироваться «ноль».

Время наработки (ET):

Индикация времени наработки может производиться в режиме прямого или обратного отсчета.

Включение режима прямого отсчета:

1. Кнопкой РЕЖИМ (SEL) установите режим индикации ET.

2. Нажав кнопку УСТ. (CTL), включите таймер прямого отсчета времени. Отсчет будет вестись до значения 59 мин 59 с, а затем масштаб отсчета сменится на часы и минуты. Новое нажатие на кнопку УСТ. (CTL) вновь установит таймер на ноль.

Включение режима обратного отсчета:

1. Кнопкой РЕЖИМ (SEL) установите режим индикации ET.
2. Действуя в той же последовательности, как при выборе режима UT или LT, введите требуемое значение времени начала обратного отсчета (максимальное значение, которое можно ввести, соответствует 59 мин и 59 с).
3. Нажмите кнопку РЕЖИМ (SEL) для введения выбранного режима.
4. Нажав кнопку УСТ. (CTL), включите таймер обратного отсчета времени. При достижении нулевого значения включится звуковой сигнал и цифры на дисплее начнут мигать. Чтобы отключить звуковой сигнал, нажмите любую из кнопок – РЕЖИМ (SEL) или УСТ. (CTL).

Режим проверки исправности:

Чтобы перевести авиационные часы в режим самотестирования, нажмите кнопку РЕЖИМ (SEL) и удерживайте ее в нажатом состоянии 3 с. На дисплее появится индикация значения «88:88» и загорятся все четыре светосигнальных табло (UT, LT, FT, ET).

Кнопка ТЕМПЕР. НАРУЖН. ВОЗД – НАПРЯЖ (OAT – VOLTS)

Примечание. Отображение температуры наружного воздуха (OAT) может быть несколько неточным. При индицируемых значениях OAT выше 32 °F (0 °C) возможно обледенение самолета.

Самолеты с № 0002 по № 0434: Для вызова индикации значений температуры наружного воздуха (OAT) и напряжения (VOLTS) на главной шине питания (Main Bus) электрической системы самолета используется красная кнопка ТЕМПЕР. НАРУЖН. ВОЗД – НАПРЯЖ (OAT–VOLTS). При выключенном питании от самолетной электросети на верхнем дисплее будет индицироваться напряжение сменной батарейки авиационных часов. При включении электросети

самолета дисплей покажет напряжение на главной шине питания (Main Bus). Нажатие на кнопку ТЕМПЕР. НАРУЖН. ВОЗД – НАПРЯЖ (OAT–VOLTS) вызовет индикацию температуры наружного воздуха (OAT) в градусах шкалы Фаренгейта (°F). После повторного нажатия на кнопку температура наружного воздуха будет индицироваться в градусах Цельсия (°C).

Самолеты № 0435 и последующие в комплектации с PFD: Функция отображения температуры наружного воздуха интегрирована в основной пилотажный индикатор (PFD).

САМОЛЕТНАЯ ПАРАШЮТНАЯ СИСТЕМА CIRRUS

Самолет SR22 оборудован самолетной парашютной системой (CAPS) производства фирмы Cirrus. Система разработана для доставки на землю самолета и находящихся в нем людей в случае возникновения ситуации, связанной с угрозой для жизни. Предназначение системы заключается в спасении жизни людей, но при этом весьма вероятно разрушение самолета, и при неблагоприятных обстоятельствах может быть чревато серьезными травмами и даже смертельным исходом для людей в самолете. Имея все это в виду, очень важно внимательно ознакомиться с описанием системы CAPS в настоящем разделе, с *Разд. 3 – Действия в аварийных ситуациях* и *Разд. 10 – Информация по безопасности*, чтобы четко определить, когда и как следует использовать самолетную парашютную систему.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Для срабатывания системы не требуется электрической энергии, система может быть приведена в действие в любое время. Твердотопливная вытяжная ракета системы вылетает из-под крышки парашютной камеры верх по вертикальной траектории. Когда в самолете находятся люди, необходимо держаться в стороне от зоны размещения парашютного контейнера. Не оставляйте без присмотра детей в самолете.

Описание системы

Самолетная парашютная система CAPS состоит из парашюта, твердотопливной вытяжной ракеты для раскрытия парашюта,

выпускного рычага, посредством которого происходит запуск ракеты, и привязной системы, закрепленной на каркасе фюзеляжа.

Контейнер из композитного материала, в котором размещен парашют и твердотопливная ракета, закреплен на каркасе самолета непосредственно позади перегородки багажного отделения. Контейнер помещен в тонкую оболочку из композитного материала, предохраняющую его от контактов с элементами каркаса.

Парашют находится внутри чехла, с помощью которого обеспечивается последовательность стадий раскрытия и наполнения парашюта воздухом. Благодаря чехлу происходит упорядоченный процесс раскрытия парашюта, так как чехол позволяет куполу наполняться воздухом только после того, как двигатель ракеты туго натянет стропы парашюта.

Сам парашют представляет собой круглый купол площадью 2400 кв. футов со слайдером и кольцевым полотнищем, диаметр которого значительно меньше диаметра купола в раскрытом состоянии. По всему периметру слайдера закреплены коуши, через которые пропущены стропы купола, так что слайдер может свободно перемещаться вдоль строп. Поскольку слайдер расположен в верхней части строп рядом с куполом, в начале процесса раскрытия парашюта он ограничивает исходный диаметр и скорость наполнения купола воздухом. По мере продвижения слайдера вниз по стропам купол надувается полностью.

Подвесная система соединяет парашют с каркасом фюзеляжа в трех точках. Задняя лямка подвесной системы размещена в парашютном контейнере и крепится к каркасу позади перегородки багажного отделения. Передние лямки подвесной системы проходят из парашютного контейнера к узлам крепления на противопожарной перегородке непосредственно под поверхностью обшивки фюзеляжа. При раскрытии парашюта передние лямки подвесной системы вытягиваются из парашютного контейнера через обшивку фюзеляжа в направлении передних узлов крепления.

Выпускной рычаг

Самолетная парашютная система (CAPS) приводится в действие с помощью Т-образного выпускного рычага, расположенного на

потолке кабины вдоль центральной оси самолета над правым плечом пилота. Крышка с инструктивными надписями, закрепленная фиксаторами в виде крючков с петлями, защищает Т-образный рычаг от доступа к нему без необходимости. Чтобы снять крышку, требуется потянуть за черную петлю на передней кромке крышки.

При вытягивании Т-образного выпускного рычага приводится в действие вытяжная ракета и начинается последовательный процесс раскрытия самолетной парашютной системы CAPS. Чтобы осуществился запуск ракеты, должны произойти два отдельных события:

1. Вытяните Т-образный рычаг из гнезда. Под действием тянущего усилия рычаг выйдет из удерживающего его на месте кольцевого уплотнения и натянет трос (при этом уберется слабина троса на длине приблизительно 2 дюймов (5 см)). После того как натянется трос, движение Т-образного рычага приостановится и потребуется приложение большей силы, чтобы привести в действие вытяжную ракету.

2. Захватите обеими руками рукоятку Т-образного рычага и сильно, плавно и непрерывно тяните его вниз, как бы подтягиваясь на рычаге до момента запуска вытяжной ракеты. Для приведения ракеты в действие может потребоваться усилие до 45,0 фунтов (20,4 кгс) или больше. Такое большое усилие необходимо для взведения троса и последующего удаления чеки запального устройства ракеты. После выхода чеки из гнезда срабатывают два капсюля и поджигают топливо ракетного двигателя.

Примечание. Рывки или слишком быстрое вытягивание Т-образного выпускного рычага значительно увеличивают потребное усилие для запуска вытяжной ракеты.

Попытка привести в действие ракету, толкая Т-образный выпускной рычаг назад и вперед, ограничивает усилие, которое может быть приложено к рычагу. Наибольшая сила воздействия развивается при вытягивании рычага прямо вниз.

Чтобы предотвратить вытяжение выпускного рычага в процессе технического обслуживания, предусмотрена установка предохранительной чеки. Тем не менее оператор может пожелать обезопасить

самолетную парашютную систему и при других обстоятельствах, например, когда в самолете остаются дети без присмотра взрослых, в присутствии людей, незнакомых с устройством парашютной системы, или при демонстрации самолета посторонним. Предохранительная чека вставляется через фиксатор и цилиндрический корпус рычага, запирая рычаг в безопасном положении. К чеке прикреплен флажок с надписью «Снять перед полетом» («Remove Before Flight»).

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. По окончании технического обслуживания или после изменения обстоятельств, требовавших принятия мер безопасности в отношении самолетной парашютной системы, оператор должен убедиться, что перед следующим полетом с выпускного рычага системы удалена предохранительная чека.

Характеристики раскрытия парашюта

Когда стартует вытяжная ракета, под воздействием её тяги парашютная система извлекается из контейнера наружу и набегающий воздушный поток относит парашютную систему назад. Приблизительно через 2 с парашют начинает наполняться воздухом.

Когда воздух начинает наполнять купол, движение самолета вперед резко замедляется. Замедление усиливается в зависимости от воздушной скорости, но в любом случае в пределах скоростей, при которых обеспечивается раскрытие парашюта, перегрузка не должна превышать 3g. В течение действия этой перегрузки может иметь место некоторое задирание носа самолета, особенно при большой воздушной скорости, однако намеренно укороченная задняя стропа предотвратит чрезмерное увеличение угла тангажа. После любого увеличения угла тангажа нос самолета будет постепенно опускаться до тех пор, пока самолет не повиснет под куполом в положении с носом книзу.

Через 8 с после раскрытия парашюта задняя стропа будет срезана, хвост самолета опустится и займет окончательное, почти горизонтальное положение. Стабилизировавшись в этом положении, самолет может начать медленно раскачиваться взад-вперед или слегка

колебаться, вися на привязных лямках парашюта. По расчетам, скорость снижения должна быть меньше 1700 футов/мин при боковой скорости, равной скорости ветра у поверхности земли. Следует учесть, что после соударения самолета с землей ветер может продолжать тащить самолет по поверхности земли.

ВНИМАНИЕ. Сила соударения с землей, по расчетам, должна соответствовать ударной нагрузке при приземлении с высоты приблизительно 13 футов. Поскольку каркас, кресла и шасси самолета рассчитаны на восприятие таких напряжений, находящиеся в кабине люди должны подготовиться к приземлению, действуя в соответствии с указаниями, изложенными в описании раскрытия парашютной системы CAPS, – см. *Разд. 3 – Действия в аварийных ситуациях.*

Примечание. Самолетная парашютная система CAPS рассчитана на применение при различных пространственных положениях самолета, включая штопор. Однако срабатывание системы при положении самолета, отличном от положения горизонтального полета, может привести к развитию характеристик раскрытия парашюта, отличающихся от описанных выше.

Раздел 8

УХОД, ОБСЛУЖИВАНИЕ И ТЕХНИЧЕСКОЕ ОБСЛУЖИВАНИЕ

Раздел 8

УХОД, ОБСЛУЖИВАНИЕ И ТЕХНИЧЕСКОЕ ОБСЛУЖИВАНИЕ

Содержание

Введение 8-3

Документация для Эксплуатантов 8-4

Документация по обслуживанию 8-4

Заказ документации 8-5

Протоколы и сертификаты самолета 8-6

Директивные указания по летной годности 8-7

Периодичность осмотров самолета 8-7

Ежегодный осмотр 8-8

100-часовой осмотр 8-8

Программа последовательных осмотров, разработанная фирмой Cirrus Design 8-9

Профилактическое техническое обслуживание, выполняемое пилотом 8-9

Наземное обслуживание 8-12

Подключение аэродромного питания 8-12

Буксировка 8-13

Руление 8-14

Стоянка 8-15

Швартовка 8-16

Нивелировка 8-17

Установка самолета на подъемники 8-17

Обслуживание 8-19

Обслуживание шасси 8-19

Обслуживание тормозов 8-19
Зарядка пневматика 8-21
Обслуживание воздушного винта 8-21
Заправка маслом 8-22
Обслуживание топливной системы 8-25
Загрязнение топлива и отбор пробы 8-27
Слив топлива из топливной системы 8-28
Эксплуатация аккумулятора 8-28
Очистка и уход 8-30
Очистка наружных поверхностей 8-30
Лобовое стекло и окна 8-30
Отсек двигателя 8-31
Шасси 8-32
Очистка внутренних поверхностей 8-34
Приборная панель и экраны электронных индикаторов 8-34
Подголовник и отделочные панели 8-35
Кожаные обивка и кресла 8-35
Ковры 8-36

ВВЕДЕНИЕ

В данном разделе содержатся основные руководящие указания по уходу, обслуживанию и техническому обслуживанию самолета SR22 фирмы Cirrus Design. Для обеспечения длительной безопасной и эффективной эксплуатации самолета необходимо поддерживать контакт с утвержденным центром обслуживания фирмы Cirrus для получения последней информации, касающейся вашего самолета.

ДОКУМЕНТАЦИЯ ДЛЯ ЭКСПЛУАТАНТОВ

Утвержденное Федеральным управлением гражданской авиации (FAA) Руководство по летной эксплуатации самолета и Оперативный справочник пилота (POH) выдается при поставке. Дополнительные или заменяющие экземпляры можно получить у фирмы Cirrus Design, связавшись с Отделом обслуживания заказчика.

Документация по обслуживанию

У фирмы можно приобрести следующую эксплуатационную документацию на самолет SR22:

- Руководство по технической эксплуатации (РТЭ) – Руководство по технической эксплуатации (РТЭ), составленное в соответствии с рекомендациями Ассоциации изготовителей самолетов общего назначения (GAMA), разбито на главы в соответствии с указаниями Ассоциации изготовителей самолетов общего назначения (GAMA) и Ассоциации воздушного транспорта, включающие осмотр, обслуживание, техническое обслуживание, обнаружение и устранение неисправностей и ремонт конструкции самолета, систем и электромонтажа. Также имеется отдел, занимающийся изменениями данного Руководства. Действующий экземпляр РТЭ выдается при поставке.

- Руководство по эксплуатации и техническому обслуживанию двигателя – Фирма Cirrus Design выдает Руководство по эксплуатации и техническому обслуживанию двигателя фирмы Teledyne Continental в момент поставки. Руководства по капитальному ремонту двигателя и агрегатов можно получить у главного изготовителя оборудования.

- Руководства по эксплуатации и техническому обслуживанию блоков радиоэлектронного оборудования – Фирма Cirrus Design выдает все имеющиеся Руководства по эксплуатации в момент поставки. Руководства по технической эксплуатации, если они имеются, можно получить у главного изготовителя оборудования.

Фирма Cirrus Design предлагает подписаться на выпускаемые заводом бюллетени, документацию по обслуживанию и документацию по обслуживанию оборудования, поставляемого по дополнительно-

му заказу. Эта документация предлагается заинтересованным лицам, например владельцам, пилотам и механикам за номинальную цену. Заинтересованные лица могут получить экземпляры документов и оформить подписку на них, связавшись со службой заказчика фирмы Cirrus Design.

- Бюллетени имеют особое значение. Как только вы получите бюллетень, немедленно приступите к выполнению содержащихся в нем требований.
- Уведомительные извещения по вопросам обслуживания имеют целью сообщить вам о наличии дополнительных бюллетеней, бюллетеней поставщика или дополнительной документации, касающихся вашего самолета, и о сведениях по техническому обслуживанию или изменениях, не требующих бюллетеня. Тщательно изучите информацию, содержащуюся в уведомительном извещении.

Заказ документации

Документацию на самолет SR22, изменения в документы и подписку на эксплуатационную документацию можно получить, связавшись со службой заказчика фирмы Cirrus Design следующим образом:

Фирма Cirrus Design
Служба заказчика
4515 Тейлор Серкл
Дулут, MN 55811
Тел. 218 727-2737
Факс 218 727-2148

Во всех письмах обязательно указывайте серийный номер самолета и фамилию владельца, чтобы можно было правильно подобрать необходимую вам документацию.

ПРОТОКОЛЫ И СЕРТИФИКАТЫ САМОЛЕТА

В соответствии с требованиями Федерального управления гражданской авиации (FAA) на борту самолета должны вывешиваться или находиться определенные данные, сертификаты и разрешения. Кроме того, по требованию должны предоставляться другие документы. Для лучшего запоминания необходимых документов часто используется мнемосигнализатор со знаком «СТРЕЛКА» (ARROW).

Примечание. Владельцам самолетов, не зарегистрированных в Соединенных Штатах, следует проверять у регистрирующего органа, имеются ли какие-либо дополнительные требования, касающиеся их самолета.

Необходимые документы		Примечания
A	Сертификат летной годности FAA Форма 8100-2	Должен вывешиваться всегда.
R	Регистрационное свидетельство FAA Форма 8050-3	Должно быть на борту самолета во всех полетах.
R	Разрешение на право пользования радиостанцией Федеральная комиссия по связи (FCC) Форма 556	Требуется только для полетов за пределами Соединенных Штатов.
O	Инструкции по эксплуатации	Утвержденное FAA Руководство по летной эксплуатации самолета и Оперативный справочник пилота отвечает данному требованию.
W	Данные по загрузкам и центровкам	Включены в утвержденное FAA Руководство по летной эксплуатации самолета и Оперативный справочник пилота. Данные должны включать текущий вес пустого самолета, центровку и перечень оборудования.

Другие документы	Примечания
Формуляр самолета	Должен предоставляться по требованию.
Формуляр двигателя	Должен предоставляться по требованию.
Контрольный перечень	Должен быть в кабине экипажа всегда.

ДИРЕКТИВНЫЕ УКАЗАНИЯ ПО ЛЕТНОЙ ГОДНОСТИ

Федеральное управление гражданской авиации (FAA) публикует Директивные указания по летной годности, касающиеся определенных самолетов и бортовых агрегатов и вспомогательного оборудования. Директивные указания представляют собой изменения, обязательные для выполнения в срок, указанный в них. Эксплуатантам следует периодически связываться с центрами обслуживания фирмы Cirrus Design или механиком по планеру и двигателю, чтобы выяснить, получили ли они последний выпуск директивных документов на их самолет.

ПЕРИОДИЧНОСТЬ ОСМОТРОВ САМОЛЕТА

Примечание. FAR 1.1 определяет время эксплуатации, учет которого необходим для ведения записей сроков выполнения техобслуживания, как «время с момента покидания самолетом поверхности земли до момента его приземления в следующем месте посадки».

Для самолетов №№ 1821, 1840, 1863 и последующих: Часовой счетчик № 2 с обозначением ПОЛЕТ (FLIGHT), установленный на центральном пульте, начинает счет времени, когда самолет достигает приборной воздушной скорости около 35 KIAS, и его следует использовать для учета сроков технического обслуживания, поскольку он регистрирует время более точно, чем часовой счетчик № 1, который начинает счет времени с момента установки выключателя

АККУМ. 1 (BAT 1) в положение ВКЛ (ON) и или выключателя ГЕНЕР. 1 (ALT 1) или ГЕНЕР. 2 (ALT 2) в положение ВКЛ (ON).

Перечень проверок, указанных в процедуре ежегодных/100 часовых осмотров, был определен исходя из средней интенсивности использования самолета обычным владельцем. Для самолетов, используемых не для коммерческих целей, с ежегодным налетом, значительно превышающим 100 часов в год, следует рассмотреть необходимость проведения дополнительных осмотров, соответствующих налету. Помимо проведения обычно требуемого ежегодного осмотра, следует рассмотреть Программу 100-часовых осмотров или включение в Программу последовательных осмотров. В случае высокого коэффициента использования самолета также может быть сокращен срок проведения ежегодного осмотра.

Ежегодный осмотр

В соответствии с Федеральными авиационными правилами США все гражданские самолеты, если они не включены в Программу последовательных осмотров, должны проходить тщательный ежегодный осмотр каждые двенадцать календарных месяцев. Ежегодные осмотры должны проводиться в последний день двенадцатого месяца, в который проводился последний ежегодный осмотр. Например, если ежегодный осмотр был проведен 19 ноября 1998 г., следующий осмотр должен быть 30 ноября 1999 г. Ежегодные осмотры должны выполняться независимо от часов налета в предыдущий год только аттестованным механиком по планеру и двигателю, имеющим разрешение на проведение осмотра (IA). Все утвержденные центры обслуживания фирмы Cirrus могут выполнять ежегодные осмотры. Подробный перечень проверок представлен в Разд. 5 Руководства по технической эксплуатации.

100-часовой осмотр

Если самолет используется для коммерческих целей, то, в соответствии с Федеральными авиационными правилами, самолет, помимо

ежегодного осмотра, должен пройти 100-часовой осмотр каждые 100 часов полета. Объем 100-часового осмотра тот же, что и ежегодного, только его должен выполнять аттестованный механик по планеру и двигателю. Срок выполнения 100-часового осмотра может быть превышен на 10 часов, которые могут понадобиться пилоту, чтобы долететь до места проведения осмотра. Число летных часов, затраченных для полета на станцию для осмотра, необходимо будет вычесть из следующего срока 100-часового осмотра. Подробный перечень проверок при осмотре представлен в Разд. 5 Руководства по технической эксплуатации самолета.

Программа последовательных осмотров, разработанная фирмой Cirrus Design

Вместо вышеуказанных требуемых осмотров, для самолета может быть применена Программа последовательных осмотров, составленная в соответствии с Федеральными авиационными требованиями, часть 91.409.

Программа последовательных осмотров, разработанная фирмой Cirrus Design, предусматривает выполнение полного осмотра самолета по пятиэтапной циклической программе осмотров. За 400 часов полета выполняется в общей сложности восемь осмотров через каждые 50 часов полета. Перечень проверок, подлежащих выполнению по Программе последовательных осмотров, почти тот же самый, что и при ежегодных осмотрах. В соответствии с Программой последовательных осмотров предусматривается проведение полного осмотра самолета после 400 часов полета или за 12 календарных месяцев. Подробный перечень проверок при осмотрах представлен в Разд. 5 Руководства по технической эксплуатации самолета.

Профилактическое техническое обслуживание, выполняемое пилотом

Владелец удостоверения пилота, выданного в соответствии с FAR, часть 61, может выполнять только профилактическое техническое обслуживание, указанное в Приложении А, части 43 FAR. Данное техническое обслуживание самолета может выполнять только пилот, владеющий самолетом или эксплуатирующий самолет, который

не используется службой авиаперевозчика. Данное требование также обязывает пилота делать соответствующие записи в формуляре. Ниже приводится перечень операций по техническому обслуживанию, которые разрешается выполнять пилоту:

Примечание. Пилот должен быть способен выполнять данную работу и иметь инструктивные указания для ее выполнения.

Летчику не разрешается выполнять какую-либо работу, требующую демонтажа или разборки силовой конструкции или рабочей системы, или вмешиваться в рабочую систему или воздействовать на силовую конструкцию.

- Снимать, устанавливать и ремонтировать пневматики.
- Очищать, смазывать или заменять подшипники колес.
- Заменять нарушенную контровку или шплинты.
- Выполнять смазку, не требующую разборки, за исключением снятия несиловых компонентов, таких как крышки люков, капоты или обтекатели.

ВНИМАНИЕ. Не пользоваться смазками, не разрешенными к применению. Применение неутвержденных смазок может вызвать повреждение элементов системы управления в том числе и не только органов управления двигателем и самолетом. Перечень утвержденных смазок см. в *Руководстве по технической эксплуатации самолета*.

- Заливать рабочую жидкость в баки гидравлической и тормозной систем.
- Восстанавливать защитные покрытия на внутренних и внешних поверхностях (за исключением компенсированных поверхностей управления).
- Ремонтировать внутреннюю отделку и бытовое оборудование.
- Заменять боковые стекла.

- Заменять лампы, рефлекторы и линзы аэронавигационных огней и посадочных фар.
- Заменять обтекатель, не требующий демонтажа воздушного винта.
- Заменять, очищать или регулировать зазор между электродами свечи зажигания.
- Заменять любой штуцер шланга, за исключением штуцеров гидравлической системы, запасными шлангами.
- Очищать или заменять топливные или масляные фильтры, а также заменять или очищать элементы фильтра.
- Заменять сборные топливопроводы.
- Заменять аккумулятор и проверять уровень жидкости и удельный вес.

Внесение записей в формуляр

После завершения любой из вышеуказанных работ необходимо сделать соответствующие записи в формуляре. В данных записях должны быть указаны:

- Дата выполнения работы.
- Описание работы.
- Количество часов, затраченных на работу на самолете.
- Номер удостоверения пилота, выполнившего работу.
- Подпись лица, выполняющего работу.

Формуляры должны быть полными и содержать самые последние сведения. Правильное ведение формуляров уменьшает расходы на техническое обслуживание, поскольку они дают механику сведения о том, что было сделано и что нет.

НАЗЕМНОЕ ОБСЛУЖИВАНИЕ

Подключение аэродромного питания

Розетка штепсельного разъема аэродромного питания, расположенная непосредственно за обтекателем по левому борту самолета, позволяет использовать источник аэродромного питания для запуска двигателя в холодную погоду и выполнения технологии технического обслуживания.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Если аэродромное питание будет использоваться для запуска двигателя, держаться самим и держать кабели силовой установки на достаточном расстоянии от плоскости вращения воздушного винта.

Чтобы подключить аэродромное питание к самолету:

ВНИМАНИЕ. Не пользоваться аэродромным питанием для запуска самолета с разряженным аккумулятором или для зарядки разряженного или слабо заряженного аккумулятора на борту самолета. Аккумулятор необходимо снять с самолета и выполнить техническое обслуживание аккумулятора согласно соответствующим процедурам, указанным в Руководстве по технической эксплуатации самолета.

1. Убедиться, что источник аэродромного питания отрегулирован на 28 В постоянного тока.
2. Проверить, что выключатели питания АККУМ. (BAT) и радиоэлектронного оборудования (AVIONICS) установлены в положение ВЫКЛ (OFF).
3. Подключить вилку источника аэродромного питания к розетке.
4. Установить выключатель АККУМ. 1 (BAT 1) в положение ВКЛ (ON). Подача питания 28 В постоянного тока от аэродромного блока питания включит центральную распределительную шину и шину распределения питания основных потребителей. Теперь можно запустить самолет или включить электрооборудование.

5. Если необходимо радиоэлектронное оборудование, установить выключатель питания радиоэлектронного оборудования (AVIONICS) в положение ВКЛ (ON).

ВНИМАНИЕ. Если необходимо провести техническое обслуживание систем радиоэлектронного оборудования, рекомендуется использовать аэродромное питание. Не запускать или раскручивать двигатель, если выключатель питания радиоэлектронного оборудования (AVIONICS) установлен в положение ВКЛ (ON).

Чтобы отключить аэродромное питание от самолета:

1. Установить выключатель АККУМ. 1 (BAT 1) в положение ВЫКЛ (OFF), если питание от аккумулятора больше не требуется.
2. Отсоединить вилку источника аэродромного питания.

Буксировка

Самолет можно перемещать на земле с помощью водила для управления носовым колесом, размещенного в заднем багажном отсеке, или с помощью оборудования с силовым приводом, которое не вызовет повреждения или чрезмерного напряжения в узле носовой стойки. Водило для управления поворотом носового колеса вводится в скобы, расположенные непосредственно перед осью носового колеса.

ВНИМАНИЕ. Для перемещения самолета назад должно быть установлено буксировочное водило для предотвращения резкого поворота носового колеса.

Для перемещения самолета не пользоваться вертикальными или горизонтальными поверхностями управления или стабилизаторами. При отсутствии буксировочного водила перемещать самолет назад за корневые части крыла.

Для маневрирования самолета не прилагать толкающих или тянущих усилий на поверхности управления или воздушный винт.

Не буксировать самолет, если главное шасси заблокировано грязью или снегом.

При необходимости буксировки самолета с помощью автотранспортного средства, не поворачивать носовое колесо более чем на 90 градусов в любую сторону от центра, в противном случае это может привести к повреждению носовой стойки.

1. *См. общий вид самолета (в трех проекциях) (Разд. 1, рисунок 1-1) и радиус разворота (Разд. 1, рисунок 1-2)* или зазоры. Обратить особое внимание на обеспечение зазоров между самолетом и дверьми ангаров.
2. Зацепить буксировочное водило за скобы, расположенные непосредственно перед осью носового колеса.
3. Отпустить стояночный тормоз и убрать тормозные колодки.
4. Переместить самолет в желаемое место.
5. Установить тормозные колодки.
6. Убрать буксировочное водило.

Для обеспечения минимального радиуса разворота при перемещении самолета на земле самолет можно развернуть относительно той или другой главной стойки, нажав на фюзеляж непосредственно перед горизонтальным стабилизатором для подъема носового колеса над землей.

Руление

Перед рулением самолета наземный персонал должен быть проинструктирован владельцем самолета и получить от него разрешение на руление. Помимо техники руления и управления инструктаж должен включать процедуры запуска и останова двигателя.

ВНИМАНИЕ. Перед рулением убедиться в том, что зона руления и зона спутной струи воздушного винта свободны.

Не гонять двигатель на высоких оборотах при раскрутке или рулении по земле, на которой есть незакрепленные камни, гравий или любой другой рыхлый материал, который может вызвать повреждение лопастей воздушного винта.

Выполнять руление при минимальной мощности, необходимой для движения вперед. Чрезмерное торможение может привести к перегреву или повреждению тормозов.

1. Убрать тормозные колодки.
2. Запустить двигатель в соответствии с процедурой Запуск двигателя (Starting Engine) (Раздел 4).
3. Отпустить стояночный тормоз.
4. Дать газ, чтобы начать руление. Сразу же после начала руления включить тормоза для определения их эффективности. Во время руления применить дифференциальное торможение для выполнения небольших разворотов, чтобы убедиться в эффективности управления поворотом.

ВНИМАНИЕ. Во время руления вблизи зданий или других неподвижных предметов следить за зазором между концами крыльев и находящимися вблизи предметами. Если возможно, поставить наблюдателя снаружи самолета.

При рулении по неровной земле избегать углублений и выбоин.

5. Вырулить самолет на желаемое место.
6. Выключить двигатель самолета и установить тормозные колодки и швартовочные приспособления в соответствии с процедурой Останов (Shutdown) (Раздел 4).

Стоянка

Самолет необходимо ставить на стоянку для его защиты от неблагоприятных погодных условий и предупреждения условий, при которых он стал бы опасным для других самолетов. Стояночный тормоз может выключиться или в нем может возникнуть избыточное давление из-за повышения температуры после сильного торможения или резких колебаниях температуры. Поэтому, если самолет должен быть оставлен без присмотра или на ночь, установить тормозные колодки под колеса и зашвартовать его.

1. На стоянке поставить самолет против ветра, если это возможно.
2. Убрать закрылки.
3. Включить стояночный тормоз, сначала нажав на педальный тормоз и затем отжав кнопку СТОЯНОЧНЫЙ ТОРМОЗ (PARK BRAKE) назад.

ВНИМАНИЕ. Соблюдать осторожность при включении перегретых тормозов или в холодную погоду, когда накопившаяся влага может привести к подмораживанию тормоза.

4. Установить тормозные колодки под оба колеса главной стойки.
5. Зашвартовать самолет в соответствии с процедурой швартовки, описанной в данном разделе.
6. Надеть чехол на приемник полного давления. Обязательно снять чехол с приемника полного давления перед полетом.
7. Когда самолет находится без присмотра, двери кабины и багажного отсеков должны быть заперты.

Швартовка

Необходимо выполнить швартовку самолета для обеспечения его неподвижности, безопасности и защиты. В Рекомендательном циркуляре FAA AC 20-35C, Цель швартовки, содержатся дополнительные сведения, касающиеся подготовки самолета к суровым погодным условиям, швартовке, и связанная с этим информация. Для правильной швартовки самолета следует применять следующую процедуру:

1. Поставить самолет против ветра, если это возможно.
2. Убрать закрылки.
3. Поставить тормозные колодки под колеса.
4. Закрепить швартовочные тросы за крыльевые швартовочные кольца и за хвостовое кольцо приблизительно под углом 45 градусов к земле. В случае использования троса или несинтетического материала обеспечить достаточную слабину для исключения возможности повреждения самолета, если тросы будут сжиматься.

ВНИМАНИЕ. Точки крепления крыльевых швартовочных узлов не должны быть разнесены более чем на 18 футов для предотвращения повреждения ушкового болта при сильном ветре.

Применять булини, прямые узлы или закрытые узлы-удавки. Не применять простые узлы-удавки.

Нивелировка

Продольная нивелировка самолета осуществляется с помощью спиртового уровня, устанавливаемого на пороге двери пилота, а поперечная балансировка - с помощью спиртового уровня, устанавливаемого поперек порогов дверей. Попеременно, для нивелировки самолета выставлять переднее и заднее технологические отверстия прибора вдоль строительной горизонтали 95,9. Иллюстрации см. в *Разд. 6 – Процедуры взвешивания самолета и Разд. 6, рис. 6-2*.

Установка самолета на подъемники

Имеются два места под домкраты: по одному у каждого крыльевого швартовочного узла. Опорные головки (опоры) размещаются в багажном отсеке. Самолет можно поднять с помощью двух стандартных самолетных гидроподъемников, устанавливаемых в крыльевые гнезда, и утяжеленной хвостовой платформы, закрепляемой за хвостовой швартовочный узел.

Поднять самолет

ВНИМАНИЕ. Не устанавливать самолет на домкраты вне ангара или в открытом ангаре при скоростях ветра более 10 миль/час.

Положение центра тяжести пустого самолета находится впереди крыльевых гнезд под домкрат. Для предотвращения опрокидывания самолета вперед при техническом обслуживании или установке на домкраты пользоваться утяжеленной хвостовой платформой (весом минимум 300 фунтов), закрепляемой за хвостовой швартовочный узел.

1. Установить самолет на твердую, плоскую и ровную поверхность.
2. Снять швартовочные кольца с крыльев. Положить швартовочные кольца в багажный отсек.
3. Закрепить утяжеленную хвостовую платформу за хвостовое швартовочное кольцо.
4. Установить подъемники и опорные головки (опоры) для подъема самолета. Вставить опорную головку (опору) в крыльевое швартовочное гнездо. Удерживая опорную головку (опору) на месте, поставить подъемник под опорную головку и выдвинуть подъемник до его плотного прилегания к опорной головке. Повторить данную процедуру для установки подъемника с противоположной стороны.
5. Поднять самолет, удерживая его по возможности в горизонтальном положении.
6. Зафиксировать замки подъемников.

Опустить самолет

1. Стравить давление из всех подъемников одновременно, как это необходимо для удерживания самолета по возможности в горизонтальном положении.
2. Убрать домкраты, опорные головки (опоры) и хвостовую платформу. Хранить опоры в багажном отсеке. Установить швартовочные кольца в крылья.

ОБСЛУЖИВАНИЕ

Обслуживание шасси

В колесах главных стоек шасси применены пневматики и камеры размером 15 x 6,00 x 6 с шестислойным кордом. Для носовых колес используются пневматик и камера размером 5,00 x 5, типа III с четырехслойным кордом. Всегда держать пневматики в обжатом состоянии до номинального давления для достижения оптимальных характеристик и максимального срока службы. Стойки шасси не требуют обслуживания. За исключением дозаправки тормозной жидкости, обслуживание колес и тормозов должно выполняться в соответствии с процедурами, указанными в Руководстве по технической эксплуатации самолета (РТЭ).

Обслуживание тормозов

Дозаправка тормозной жидкости

Тормозная система заправляется тормозной рабочей жидкостью MIL-H-5606. Уровень жидкости следует проверять при каждой замене масла и при ежегодном/100-часовом осмотре, при необходимости дозаправлять систему маслом. Бачок для тормозной жидкости находится справа от опорной рамы аккумулятора. При необходимости заправить маслом всю систему см. *Руководство по технической эксплуатации (РТЭ)*.

Чтобы долить тормозную жидкость:

1. Установить тормозные колодки под пневматики и отпустить стояночный тормоз.
2. Снять верхний капот двигателя для обеспечения доступа к бачку для рабочей жидкости.
3. Очистить крышку бачка и зону вокруг крышки перед открытием крышки бачка.
4. Снять крышку и долить рабочую жидкость MIL-H-5606 в бачок до нужного уровня.
5. Установить крышку, проверить данную зону на отсутствие утечек, а затем установить и закрепить капот двигателя.

Осмотр тормозов

Узлы тормозов и тормозные накладки следует проверять при каждой замене масла (50 часов) для определения их общего состояния, следов перегрева и износа. Кроме того, при каждом ежегодном/100-часовом осмотре следует проводить разборку тормозов, проверку тормозных накладок и замену уплотнительных колец О-образного сечения.

Самолет не следует эксплуатировать с перегретыми, поврежденными или дающими утечку тормозами. Условия, определяющие невозможность эксплуатации самолета, не ограничиваются теми, которые указаны ниже:

- Утечка тормозной жидкости в зоне установки толщиномера. Это можно определить по наличию следов жидкости на земле или на нижней поверхности обтекателя колеса. Протереть нижнюю поверхность обтекателя чистой белой салфеткой и проверить на наличие осадка красной жидкости.
- Перегрев компонентов, определяемый по обесцвечиванию или короблению дискового ротора. Перегрев может вызвать обесцвечивание компонентов толщиномера или пожелтение маркировочной бирки детали.

Чтобы осмотреть узлы тормозов:

1. Снять обтекатели главной стойки шасси.
2. Проверить тормозные накладки на повреждение и максимально допустимый износ. Заменить накладку при износе до 0,100 дюйма (2,54 мм).

ВНИМАНИЕ. *Для самолетов с № 0002 по № 1727 согласно бюллетеню SB 2X-32-14 и для самолета № 1728 и последующих*: Очистить и осмотреть термометр, установленный на корпусе поршня. Если центральная часть термометра черного цвета, узел тормозов был перегрет. Необходимо провести осмотр тормозных накладок и заменить кольца О-образного сечения.

3. Проверить узлы тормозов на наличие следов перегрева и/или повреждения.
4. Установить обтекатели главных стоек шасси.

Зарядка пневматика

Для обеспечения максимального срока службы пневматиков держать их заряженными до надлежащего давления. Давление разгруженного пневматика носового колеса составляет 40^{+2}_{-0} фунт/кв. дюйм (275^{+15}_{-0} кПа) и давление разгруженного пневматика главной стойки шасси составляет 62^{+2}_{-0} фунт/кв. дюйм (427^{+15}_{-0} кПа). При проверке давления в пневматике проверить пневматики на износ, наличие порезов, забоин, помятость и чрезмерный износ.

Чтобы накачать пневматик:

1. Снять крышки со смотровых люков на обтекателях колес для обеспечения доступа к штокам клапанов. Может понадобиться переместить самолет для совмещения штока клапана с лючком.
2. Снять колпачок штока клапана и проверить давление в пневматике с помощью манометра с круговой шкалой.
3. Накачать пневматик носового колеса до давления 40^{+2}_{-0} фунт/кв. дюйм (276^{+15}_{-0} кПа) и пневматики основных колес до 62^{+2}_{-0} фунт/кв. дюйм (427^{+15}_{-0} кПа).
4. Установить на место колпачок штока клапана и крышки смотровых люков.

До начальной установки все колеса и пневмвтики отбалансированы, и после их повторной установки следует сохранить взаимосвязь между пневматиком, камерой и колесом. При установке новых компонентов может понадобиться выполнить повторную балансировку колес при установленных пневматиках. Несбалансированные колеса могут вызвать чрезмерную вибрацию шасси.

Обслуживание воздушного винта

Следует проводить частую очистку обтекателя и опорного диска воздушного винта и его частый осмотр на наличие трещин. Перед каждым полетом следует осматривать воздушный винт для выяв-

ления забоин, царапин и коррозии. В случае обнаружения указанных дефектов они должны быть устранены аттестованным механиком как можно быстрее, поскольку забоина или царапина вызывает образование зоны повышенного напряжения, что может привести к появлению опасных трещин или потере концевой части лопасти воздушного винта. При необходимости спинку лопастей следует окрашивать матовой черной краской для исключения бликов. Для предотвращения коррозии поверхность следует периодически очищать и наносить защитное покрытие.

Заправка маслом

Емкость масляной системы двигателя IO-550-N фирмы Teledyne Continental составляет 8 кварт. Рекомендуется производить замену масла каждые 50 часов и при неблагоприятных условиях эксплуатации раньше. Ниже приводятся типы масел, которые рекомендуется применять для указанных температур на уровне моря (SL):

Температура окружающей среды (уровень моря)	Одновязкостные	Многовязкостные
Все температуры	–	20W-60 20W-50 15W-50
Ниже 40 °F	SAE 30	10W-30 20W-60 20W-50 15W-50
Выше 40 °F	SAE 50	20W-60 20W-50 15W-50

Крышка маслозаливной горловины и масломерная линейка находятся с левой задней стороны двигателя, и доступ к ним обеспечивается через люк, расположенный на верхней левой стороне капота двигателя. Двигатель не следует эксплуатировать при запасе масла менее 6 кварт. Для длительных полетов рекомендуется иметь семь кварт (по показанию масломерной линейки).

Чтобы проверить уровень масла и дозаправить систему маслом:

1. Открыть люк на левой верхней стороне капота. Вынуть масломерную линейку и проверить уровень масла.
2. Если уровень масла ниже 6 кварт (5,7 литра), снять крышку маслозаливной горловины и долить масло через заправочную горловину до необходимого уровня 7-8 кварт (6,6-7,6 литра).
3. Проверить уровень масла и установить масломерную линейку и крышку маслозаливной горловины.
4. Закрыть и закрепить крышку люка.

Утвержденные масла

В течение первых 25 часов эксплуатации (нового или капитально отремонтированного двигателя) или до момента стабилизации расхода масла применять только неразбавленное минеральное масло, отвечающее требованиям Mil-L-6082. При необходимости добавить моторное масло в залитое на заводе масло, применять только неразбавленное минеральное масло MIL-L-6082.

ВНИМАНИЕ. Неразбавленное минеральное масло MIL-C-6529 типа II с антикоррозионной присадкой может вызвать нагар при длительном его использовании, и фирма Cirrus Design не рекомендует его использовать для смешивания или после смешивания.

После 25 часов эксплуатации и после стабилизации расхода масла применять только авиационные смазочные масла, отвечающие техническим условиям MHS24 фирмы Teledyne Continental Motors (TCM), смазочное масло, беззольное диспергированное масло, или техническим условиям MHS25 TCM, синтетическое смазочное масло.

Масло	Поставщик
Aeroshell (R) W	Shell Australia
Масло Aeroshell W Масло Aeroshell W 15W-50 Противозадирное Aeroshell 15W50	Shell Canada Ltd.
Масло Aeroshell W Масло Aeroshell W 15W-50 Противозадирное Aeroshell 15W50	Shell Oil Company
Авиационное масло тип А	Phillips 66 Company
Масло Aero BP	BP Oil Corporation
Масло Castrolaero AD Oil	Castrol Ltd. (Australia)
Масло Chevron Aero Oil	Chevron U.S.A. Inc.
Conoco Aero S	Continental Oil
Авиационное масло Delta Avoil	Delta Petroleum Co.
Авиационное масло Exxon Aviation Oil EE	Exxon Company, U.S.A.
Авиационное масло Mobil Aero Oil	Mobil Oil Company
Масло для авиационных двигателей Pennzoil Aircraft Engine Oil	Pennzoil Company
Масло для авиационных двигателей Quaker State AD Aviation Engine Oil	Quaker State Oil & Refining Co.
Авиационное масло Red Ram Aviation Oil 20W-50	Red Ram Ltd. (Canada)
Авиационное масло Sinclair Avoil	Sinclair Oil Company
Масло для авиационных двигателей Texaco Aircraft Engine Oil – Premium AD	Texaco Inc.
Total Aero DW 15W50	Total France
Turbonycoil 3570	NYCO S.A.
Масло для авиационных двигателей Union Aircraft Engine Oil HD	Union Oil Company of California

Рисунок 8-1
Утвержденные масла

Обслуживание топливной системы

Фильтрационная сетка/элемент топливного фильтра

Для самолетов с № 0002 по № 2709: После первых 25 часов эксплуатации, затем через каждые 50 часов или в зависимости от состояния необходимо очищать фильтрационную сетку топливного насоса в отстойнике топлива. После очистки нанести небольшое количество смазки на прокладку чаши отстойника топлива для облегчения повторной сборки.

Для самолетов № 2710 и последующих: После первых 25 часов эксплуатации, затем через каждые 100 часов или в зависимости от состояния необходимо заменять элемент топливного фильтра в отстойнике топлива. При каждой замене масла проверить, виден ли красный сигнализатор уровня топлива в отстойнике. Если сигнализатор виден, необходимо заменить элемент топливного фильтра и вручную установить в исходное положение сигнализатор уровня топлива.

Сведения по обслуживанию сетки/элемента топливного фильтра см. в Руководстве по технической эксплуатации самолета.

Требования к топливу

Авиационное топливо тип 100 LL (голубая бирка) или тип 100 (зеленая бирка) имеют минимальное октановое число, разрешенное для данного самолета.

ВНИМАНИЕ. Использование топлив более низкого сорта может вызвать серьезное повреждение двигателя за короткое время. Гарантия на двигатель не сохраняется в случае применения топлив с меньшими октановыми числами.

Заправка топливных баков

Соблюдать все меры безопасности, необходимые для работы с бензином. Топливозаправочные горловины расположены на передней наклонной поверхности крыла. В каждом крыле размещается максимум 40,5 галлона США. При использовании запаса топлива меньше стандартного 81.0 галлона топливо должно распределяться одинаково для каждого борта.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Обеспечить наличие огнетушителя.

Заземлить топливозаправочный пистолет и топливозаправщик на выхлопную трубу самолета и заземлить топливозаправщик или тележку на землю.

Не заправлять бак на расстоянии в пределах 100 футов (30,5 метров) от любого включенного электрооборудования, могущего вызвать искру.

Не разрешается курить или создавать открытый огонь в пределах 100 футов (30,5 метров) от самолета или топливозаправщика.

Не включать радиооборудование или электрооборудование при проведении операции по заправке топливом. Не включать какие-либо электрические выключатели.

Чтобы дозаправить самолет топливом:

1. Установить огнетушитель около заправляемого топливного бака.
2. Подсоединить заземляющий провод от топливозаправочного пистолета до выхлопной трубы самолета, от выхлопной трубы самолета до топливозаправщика или тележки и от топливозаправщика или тележки к соответствующей наземной точке заземления.
3. Положить резиновый защитный чехол на крыло вокруг топливозаправочной горловины.

Примечание. Не допускать контакта топливозаправочного пистолета с нижней частью топливных баков. Постоянно держать топливные баки по крайней мере наполовину заполненными, чтобы максимально уменьшить конденсацию и скопление влаги в баках. В особо влажных районах часто проверять запас топлива и сливать конденсат для исключения возможных проблем распределения топлива.

4. Снять крышку топливозаправочной горловины и заправить самолет топливом до требуемого уровня.

Примечание. При необходимости дозаправить топливом только один бак, последний следует заполнить топливом до уровня противоположного бака. Это позволит сохранить балансировку топливной нагрузки.

5. Убрать топливозаправочный пистолет, установить крышку топливозаправочной горловины и снять защитный чехол.
6. Повторить процедуру заправки для бака в противоположном крыле.
7. Отсоединить заземляющие провода.
8. Убрать огнетушитель.

Загрязнение топлива и отбор пробы

Обычно загрязнение топлива вызывается попаданием посторонних примесей, таких как вода, грязь, ржавчина и развитием грибков и бактерий. Кроме того, источником загрязнения топлива также являются химические вещества и присадки, не совместимые с топливом или компонентами топливной системы. Чтобы убедиться в использовании топлива надлежащего сорта и в отсутствии его загрязнения, **перед каждым полетом необходимо производить отбор пробы топлива**.

Из каждого сливного отверстия топливной системы необходимо отбирать полную чашку топлива в чистую чашку для отбора проб. Отверстия для слива топлива имеются в отстойнике топлива, крыльевых баках и коллекторном баке. Сливное отверстие отстойника топлива оканчивается на нижнем капоте двигателя непосредственно перед противопожарной перегородкой около осевой линии самолета. Сливные отверстия в топливных баках и коллекторном баке расположены в нижней части соответствующего бака.

В случае обнаружения загрязнения в результате отбора проб из сливных отверстий отстойника топлива и баков необходимо неоднократно брать пробы до тех пор, пока загрязнение не будет устранено. Чтобы облегчить прохождение загрязняющих веществ к сливным отверстиям с целью отбора пробы топлива, можно осторожно покачать крылья и слегка опустить хвост самолета. Если

после повторных (трех или более) отборов проб признаки значительного загрязнения остаются, не летать на самолете до консультации с механиком, слива топлива из топливной системы и ее очистки и определения и устранения источника загрязнения.

Для самолетов № 2710 и последующих: В отстойнике топлива применен перепускной клапан фильтра, который активирует красный сигнализатор уровня топлива, когда падение давления в отстойнике топлива достигает 0,8±0,2 фунт/кв. дюйм. Обход фильтра происходит, когда падение давления достигает 1,20±0,2 фунт/кв. дюйм. В случае срабатывания сигнализатора уровня топлива, элемент топливного фильтра необходимо заменить, а сигнализатор уровня топлива вручную установить в исходное положение. Не пытайтесь производить очистку элемента фильтра.

Если результаты отбора проб покажут, что самолет был заправлен топливом ненадлежащего типа, не летать на самолете до тех пор, пока не будет слито топливо из топливной системы и до тех пор, пока она не будет заправлена топливом утвержденного типа.

Чтобы уменьшить число случаев получения от поставщика или постоянной эксплуатирующей организации загрязненного топлива, пилоты должны быть уверены, что топливо было проверено на загрязнение и что оно надлежащим образом профильтровано. Кроме того, между полетами топливные баки следует держать настолько полными, насколько допускается условиями эксплуатации, для уменьшения конденсации на внутренних стенках топливных баков.

Слив топлива из топливной системы

Бóльшую часть топлива можно слить из крыльевых топливных баков с помощью сифонного шланга, устанавливаемого в отсек или бак через заправочную горловину. Остальную часть топлива можно слить, открыв сливные краны. Соблюдать те же меры безопасности, что и при заправке самолета топливом. См. *Руководство по технической эксплуатации самолета SR22* для проведения конкретных процедур.

ЭКСПЛУАТАЦИЯ АККУМУЛЯТОРА

Аккумулятор 1 (Battery 1) установлен впереди справа от противопожарной перегородки. Доступ к аккумулятору обеспечивается путем

снятия верхнего капота. Выходное отверстие аккумулятора подсоединено к кислотостойкой пластмассовой трубке, через которую газы и перелитый электролит выводятся за борт.

Аккумулятор 2 (Battery 2) установлен за задней перегородкой багажного отделения, под парашютным контейнером. Аккумулятор 2 состоит из двух герметичных необслуживаемых блоков и не требует ухода со стороны пилота.

Уровень жидкости в аккумуляторе 1 не должен быть выше отражательных пластин. Проверку аккумулятора для определения уровня жидкости и герметичности и отсутствия коррозии штуцеров, следует проводить через каждые 30 дней или 25 летных часов до тех пор, пока опыт эксплуатации не подтвердит оправданность применения бóльших интервалов между проверками. Не заполнять аккумулятор кислотой. Использовать только дистиллированную воду. В случае ненадлежащей зарядки аккумулятора, зарядить аккумулятор снова током, начиная с четырех ампер и заканчивая током в два ампера в соответствии с процедурами, изложенными в Руководстве по технической эксплуатации самолета. Для зарядки аккумулятор следует снимать с самолета, не рекомендуется проводить быструю зарядку.

Аккумулятор 2 (Battery 2) представляет собой перезаряжаемый, герметичный, свинцово-кислотный не требующий технического обслуживания аккумулятор. Аккумуляторы установлены в хвостовом оперении непосредственно за переборкой МФ 222, на протяжении их срока службы для них не требуется проверка удельного веса электролита или добавления воды. График капитального ремонта и замены см. в *Руководстве по технической эксплуатации самолета.*

Розетка аэродромного питания находится с левой стороны фюзеляжа непосредственно за противопожарной перегородкой. Процедуры обслуживания аккумуляторов см. в *Руководстве по технической эксплуатации самолета*.

ОЧИСТКА И УХОД

Очистка наружных поверхностей

ВНИМАНИЕ. *Самолеты № 0334 и последующие с противообледенительной системой:* Не натирайте воском пористые панели передних кромок. Информация по особенностям ухода за противообледенительной системой представлена в *Разд. 9 – Дополнения*.

Примечание. Перед проведением очистки поставить самолет в затененное место для охлаждения поверхностей.

Самолет следует промыть мягким мылом и водой. Сильнообразивные или щелочные мыла или моющие средства могут вызвать появление царапин на окрашенных или пластмассовых поверхностях или коррозию металла. Закрыть приемники статического давления и другие участки, которые могут быть повреждены чистящим раствором. Перед полетом обязательно открыть приемники статического давления. Очистить самолет согласно следующей процедуре:

1. Смыть поверхностную грязь водой.
2. Нанести чистящий раствор мягкой салфеткой, губкой или мягкой кистью.
3. Для удаления пятен от выхлопных газов оставить раствор на поверхности на более длительное время.
4. Для снятия трудно удаляемого масла и смазки пользоваться салфеткой, смоченной керосином.
5. Тщательно промыть все поверхности.

Для консервации окрашенных поверхностей можно использовать хорошую не содержащую кремний восковую пасту для автомашин. Чтобы не допустить образование царапин при очистке или полировке, следует пользоваться мягкими обтирочными салфетками или замшей. Больший слой восковой пасты на передних поверхностях уменьшит проблемы износа этих зон.

Лобовое стекло и окна

Прежде чем приступить к очистке акрилового стекла смыть все частицы грязи и затем пользоваться салфеткой или замшей. Никогда не тереть сухие акриловые стекла. Матовые или поцарапанные поверхности стекол можно полировать специальной акриловой полировочной пастой.

ВНИМАНИЕ. Обрабатывать только чистые акриловые стекла неабразивным антистатическим акриловым очистителем, не содержащим растворитель. Не использовать бензин, спирт, бензол, четыреххлористый углерод, разбавитель, ацетон или распылители для очистки стекол.

Для очистки акриловых стекол пользоваться только неабразивной хлопчатобумажной салфеткой или натуральной замшей. Бумажные полотенца или газета являются сильно абразивными и вызывают образование волосных царапин.

1. Удалить смазку или масло мягкой салфеткой, пропитанной керосином, затем промыть чистой свежей водой.

Примечание. Протирка круговыми движениями может вызвать появление круговых разводов. Чтобы избежать этого, при протирке делать движения вверх и вниз.

Чтобы избежать образование царапин грязью, накопившейся на салфетке, после каждого прохода складывать салфетку чистой стороной вверх.

2. Осторожно протереть окна влажной салфеткой или замшей, для того чтобы очистить от всех загрязнений.
3. За один раз наносить акриловый очиститель на один участок, затем протереть мягкой хлопчатобумажной салфеткой.
4. Протереть насухо окна сухой неабразивной хлопчатобумажной салфеткой или замшей.

Отсек двигателя

Перед тем, как приступить к очистке отсека двигателя, положить полоску ленты на выходные отверстия магнето, чтобы исключить попадание растворителя в эти блоки.

1. Поставить большой поддон под двигатель для сбора мусора.
2. Снять индукционный воздушный фильтр системы всасывания и герметически закрыть вход системы всасывания.

3. При снятом капоте двигателя нанести на двигатель растворитель или смесь растворителя и обезжиривателя распылителем или щеткой. Для удаления особенно сильных загрязнений и больших отложений смазки может понадобиться обработать участки с распыленным составом щеткой.

ВНИМАНИЕ. Не распылять растворитель внутрь генератора переменного тока, вакуумного насоса, стартера или воздухозаборников системы всасывания.

4. Оставить растворитель на двигателе от 5 до 10 минут. Затем промыть двигатель дополнительным количеством растворителя и просушить.

ВНИМАНИЕ. Не включать двигатель до тех пор, пока избыток растворителя не просохнет или не будет удален каким-либо другим способом.

5. Удалить защитную ленту с магнето.
6. Открыть воздухозаборник системы всасывания и установить фильтр.
7. Смазать органы управления, поверхности подшипников и т.д. в соответствии с Картой смазки.

Шасси

Прежде чем приступить к очистке шасси, положить пластмассовый чехол или аналогичный материал на колесо и узел тормоза.

1. Поставить поддон под шасси для сбора мусора.
2. Нанести растворитель или смесь растворителя и обезжиривателя, что желательно, на шасси распылителем или щеткой. Участки с распыленным растворителем, на которых накопилось много смазки и грязи, нужно будет обработать щеткой для удаления указанных загрязнений.
3. Оставить растворитель на шасси от пяти до десяти минут. Затем промыть шасси дополнительным количеством растворителя и просушить.
4. Снять чехол с колеса и убрать поддон для мусора.
5. Смазать шасси в соответствии с Картой смазки.

Очиститель	Применение очистителя	Поставщик
Мягкое мыло для посудомоечных машин (неабразивное)	Внешние поверхности фюзеляжа и шасси	Любой источник
Чистая восковая паста Carnauba	Внешние поверхности фюзеляжа	Любой источник
Чистая восковая паста Mothers California Gold Pure Carnauba Wax	Внешние поверхности фюзеляжа	Wal-Mart Stores
RejeX	Внешние поверхности фюзеляжа	Corrosion Technologies
Система WX/Block	Внешние поверхности фюзеляжа	Wings and Wheels
AeroShell Flight Jacket Plexicoat	Внешние поверхности фюзеляжа	ShellStore Online
Сильный очиститель/обезжириватель XL-100	Внешние поверхности фюзеляжа и шасси	Buckeye International
Stoddard Solvent PD-680 Type II	Отсек двигателя	Любой источник
Керосин	Внешние поверхности лобового стекла и окон	Любой источник
Klear-To-Land	Внешние поверхности лобового стекла и окон	D.W. Davies & Co
Prist	Внешние поверхности лобового стекла и окон	Prist Aerospace
LP Aero Plastics Acrylic Polish & Sealant	Внешние поверхности лобового стекла и окон	Aircraft Spruce & Specialty

Рисунок 8-2

Рекомендуемые очистители для внешних поверхностей

Очистка внутренних поверхностей

Кресла, ковер, облицовочные панели и подголовники следует пылесосить через один и тот же промежуток времени для удаления грязи и пыли с поверхности. При чистке пылесосом пользоваться нейлоновой щеткой с тонкой щетиной для отделения частиц грязи и пыли.

ВНИМАНИЕ. Чтобы не испортить панели внутренней отделки или обивку, вынуть острые предметы из карманов и одежды.

Приборная панель и экраны электронных индикаторов

Для приборной панели, кнопок управления и пластмассовой отделки требуется только протирка начисто мягкой влажной салфеткой. Экраны многофункционального дисплея, основного пилотажного индикатора и других электронных индикаторов следует очищать чистящим раствором Оптимакс (Optimax) для жидкокристаллических экранов следующим образом:

ВНИМАНИЕ. Чтобы исключить попадание капель раствора на индикатор и возможность его проникновения в блок, наносить чистящий раствор сначала на салфетку, а не прямо на экран индикатора.

Для очистки экранов индикаторов пользоваться только салфеткой для протирки линз или неабразивной хлопчатобумажной салфеткой. Применение бумажных полотенец, бумажных салфеток или бумаги для объективов может привести к образованию царапин на экране индикатора.

Очищать экран индикатора при ОТКЛЮЧЕННОМ (OFF) электропитании.

1. Осторожно протереть экран индикатора чистой, сухой, хлопчатобумажной салфеткой.
2. Смочить чистую, хлопчатобумажную салфетку чистящим раствором.

3. Протирать экран мягкой, хлопчатобумажной салфеткой движениями в одном направлении сверху вниз. Сильно не тереть.

4. Осторожно протереть экран чистой, сухой, хлопчатобумажной салфеткой.

Подголовник и отделочные панели

Внутренние поверхности самолета можно очищать слабым моющим средством или мылом с водой. Исключить применение сильных абразивных или щелочных мыл или моющих средств. Растворители и спирты могут испортить или обесцветить виниловые или уретановые части. Закрыть участки, которые могут испортиться при попадании на них чистящего раствора. Пользоваться следующей процедурой:

ВНИМАНИЕ. Не следует пользоваться чистящими растворителями и спиртом для очистки внутренних деталей. Если чистящие растворители наносятся на ткань, закрыть места, которые могли бы быть испорчены чистящими растворителями.

1. Очищать подголовник и боковые панели жесткой щеткой и пропылесосить места, где необходимо.

2. Загрязненную обивку можно чистить хорошим очистителем для обивки, подходящим для данного материала. Строго следовать инструкциям изготовителя. Не мочить и сильно не тереть.

Кожаные обивка и кресла

Для обычной очистки иногда протирать кожаную обивку мягкой, влажной салфеткой. Для более основательной очистки сначала пользоваться слабым моющим средством и водой, а затем, если необходимо, для удаления более трудновыводимых следов и пятен пользоваться средствами, имеющимися у фирмы Cirrus. Не пользоваться мылами, так как они содержат щелочь, которая изменяет баланс водородного показателя кожи и вызывает преждевременное старение кожи. Закрыть места, которые мог бы испортить чистящий раствор. Пользоваться следующей процедурой:

ВНИМАНИЕ. Не следует пользоваться чистящими растворителями и спиртом для чистки кожаной обивки.

1. Очистить кожаную обивку мягкой щеткой и, где необходимо, пропылесосить.
2. Протирать кожаную обивку мягкой, влажной салфеткой.
3. Загрязненную обивку можно чистить утвержденными средствами, имеющимися у фирмы Cirrus Design. Не мочить и сильно не тереть.

Ковры

При чистке ковров сначала удалить неприлипшую грязь веником или пылесосом. Для загрязненных мест и трудновыводимых пятен применять негорючую жидкость для сухой чистки. Напольные ковры можно чистить так же, как и домашние.

Очиститель	Применение очистителя	Поставщик
Prist	Внутренние поверхности лобового стекла и окон	Prist Aerospace
Optimax	Экраны индикаторов	PhotoDon
Слабое мыло (неабразивное) для посудомоечных машин	Внутренние поверхности кабин	Любой источник
Набор для ухода за кожей 50689-001	Кожаная обивка	Cirrus Design
Очиститель для кожи 50684-001	Кожаная обивка	Cirrus Design
Средство для удаления чернил 50685-001	Кожаная обивка	Cirrus Design
Средство для чистки кожи 50686-001	Кожаная обивка	Cirrus Design
Средство для удаления следов и пятен 50687-001	Кожаная обивка	Cirrus Design
Очиститель для виниловой отделки 50688-001	Виниловые панели	Cirrus Design
Очиститель для винила и кожи 51479-001	Виниловая обшивка и кожаная обивка	Cirrus Design

Рисунок 8-3

Рекомендуемые очистители для внутренних поверхностей

Раздел 9

ДОПОЛНЕНИЯ

Раздел 9

ДОПОЛНЕНИЯ

В данном разделе Справочника содержатся утвержденные Федеральным управлением гражданской авиации Дополнения, необходимые для безопасной и эффективной эксплуатации самолета SR22, оборудованного дополнительными системами или оборудованием, не имеющимся на борту стандартного самолета, или для выполнения специальных операций (полетов) или не включенные в данный Справочник. Обычно Дополнения представляют собой мини-справочники и содержат данные, соответствующие большинству разделов Справочника. Содержащиеся в Дополнении данные дополняют, аннулируют или заменяют соответствующие данные, изложенные в основном Справочнике.

Сразу же после данной страницы следует страница с *перечнем Дополнений* с описанием на последующих страницах всех Дополнений, составленных фирмой Cirrus Design для данного самолета. Страница с *перечнем Дополнений* может служить содержанием данного раздела. В случае проведения модификации данного самолета не фирмой Cirrus Design, а на базе другой фирмы по дополнительному сертификату типа (STC) или каким-то другим образом по утвержденным документам владелец самолета должен включить соответствующее Дополнение, если оно применимо, в данный Справочник и соответствующим образом записать его на странице с *перечнем Дополнений*.

Раздел 9

Перечень дополнений

Наименование	Стр.
Аудиосистема Garmin GMA 340	1-1
Приемоответчик Garmin GTX 327	2-1
Автопилот 55X системы S-Tec с задатчиком высоты/сигнализатором опасной высоты	3-1
Грозоотметчик WX500 производства L-3 Avionics Systems	4-1
Система уведомления о возможности столкновения SkyWatch производства L-3 Avionics Systems	5-1
Противообледенительная система	6-1
Система осведомления и предупреждения о препятствиях на местности и опасности близости земли Honeywell KGP 560	7-1
Система кондиционирования воздуха	8-1
Командный пилотажный прибор Avidyne	9-1
Приборы контроля работы двигателя Avidyne EMax™	10-1
Электронные карты захода на посадку Avidyne CMax™	11-1
Спутниковая метеосистема XM	12-1
Малогабаритный воздушный винт с композитными лопастями производства фирмы Hartzell	13-1
Крыло G3	14-1
Блок навигации Garmin серии 400W глобальной системы определения местоположения (GPS)	15-1

Дополнения к Оперативному справочнику пилота (POH), утвержденные FAA, должны находиться на борту самолета при полетах после установки рассматриваемого дополнительного оборудования или при необходимости выполнения специальных операций (полетов).

В данном перечне Дополнений содержатся все составленные фирмой Cirrus Design Дополнения, которые имеются для самолета SR20 на период, указанный в левом нижнем углу. Знак (x) в графе номера детали указывает, что соответствующее Дополнение включено в данный Оперативный справочник пилота (POH).

Оперативный справочник пилота и утвержденное FAA Руководство по летной эксплуатации самолета

Дополнение 1

АУДИОСИСТЕМА GARMIN GMA 340

Включает дополнительную радиосистему XM

После установки пульта управления аудиосистемой Garmin GMA 340 и дополнительной радиосистемы XM на самолет SR22 фирмы Cirrus Design данное Дополнение вступает в силу и должно быть включено в Раздел Дополнений (Разд. 9) Оперативного справочника пилота (Справочник) на самолет SR22 фирмы Cirrus Design. Информация, содержащаяся в данном Дополнении, дополняет, аннулирует или исключает информацию, содержащуюся в основном Справочнике.

Примечание. Настоящее Изменение, внесенное в Дополнения к Оперативному справочнику пилота (POH) под обозначением Изменение 2 и датированное 18.07.05 аннулирует и заменяет первоначальный выпуск настоящего Дополнения, датированного 03.07.04. Настоящее Дополнение дополняет данные, необходимые для дополнительной радиосистемы XM, включенной в аудиосистему Garmin GMA 340.

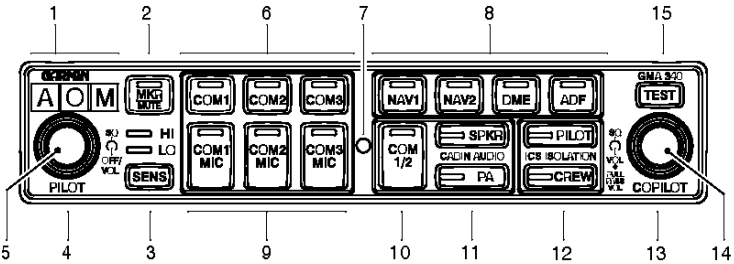
SR22

ОПЕРАТИВНЫЙ СПРАВОЧНИК ПИЛОТА

Раздел 1 – ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

В данном Дополнении содержатся подробные инструкции по пользованию пультом-задатчиком аудиосистемы Garmin GMA 340/системы самолетного переговорного устройства (СПУ) с встроенным маркерным радиомаяком. В данном Дополнении рассматриваются основные рабочие зоны пульта управления аудиосистемой.

- Питание Вкл/Безопасная работа
- Переключатель аудио/приемопередатчик
- Выход громкоговорителя
- Функция самолетного громкоговорящего устройства (СГУ)
- Индивидуальные входы музыкальных программ
- Самолетное переговорное устройство (СПУ)



1. Светосигнализаторы маркерного радиомаяка
2. Кнопка переключения звука маркерного приемника/Светодиод
3. Кнопка переключения чувствительности маркерного приемника
   a. Светодиод высокой чувствительности (HI Sensitivity)
   b. Светодиод низкой чувствительности (LO Sensitivity)
4. Бесшумная настройка СПУ пилота (внешняя кнопка)
5. Питание/Громкость СПУ (внутренняя кнопка)
6. Кнопки переключения звука приемопередатчика/Светодиоды
7. Фотоэлемент
8. Кнопки переключения звука приемника/Светодиоды
9. Кнопки переключения звука приемопередатчика/передатчика/Светодиоды
10. Кнопка выбора системы связи/Светодиод
11. Кнопки переключения звука в кабине/Светодиоды
    a. Громкоговоритель в кабине
    b. СГУ, самолетное громкоговорящее устройство
12. Кнопки развязки СПУ/Светодиоды
    a. Режим СПУ ПИЛОТ (PILOT)
    b. Режим СПУ ЭКИПАЖ (CREW)
13. Бесшумная настройка СПУ второго пилота/пассажиров (внешняя ручка)
14. Громкость СПУ второго пилота (ВХОД) (IN)/пассажиров (ВЫХОД) (OUT) (внутренняя ручка)
15. Кнопка контроля индикатора

Рисунок 1
Пульт управления аудиосистемой

Раздел 2 – ОГРАНИЧЕНИЯ

Запрещается пользоваться вспомогательным входом развлекательных программ ВХОД АУДИО (AUDIO IN) и дополнительно установленной радиосистемой XM при взлете и посадке.

Раздел 3 – ДЕЙСТВИЯ В АВАРИЙНЫХ СИТУАЦИЯХ

В случае отказа питания пульта управления аудиосистемой последняя переключится в режим СВЯЗЬ 1 (COM 1) для работы микрофона и наушников пилота и пилот сможет вести передачу и прием.

Раздел 4 – ВЫПОЛНЕНИЕ НОРМАЛЬНОГО ПОЛЕТА

См. в Разд. 7 – Описание самолета и систем – в данном Дополнении полное описание и сведения о работе пульта управления аудиосистемой.

Раздел 5 – ЛЕТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Не отличаются от характеристик, содержащихся в Основном справочнике.

Раздел 6 – ЗАГРУЗКА И ЦЕНТРОВКА

Аудиосистема Garmin GMA 340: Не отличаются от данных, содержащихся в Основном справочнике.

Установка дополнительной радиосистемы XM диктует необходимость использования нижеуказанного дополнительного оборудования (Символ O) при весе и плече, данных в таблице.

ATA/Пункт	Наименование	Символ	Колич.	Номер детали	Вес блока	Плечо
22-01	Приемник XM	O	1	16665-001	1,7	114,0

Раздел 7 – ОПИСАНИЕ САМОЛЕТА И СИСТЕМ

Питание Вкл (Power On) и Безопасная работа

Пульт управления аудиосистемой находится в положении ВЫКЛ (OFF), если левая внутренняя ручка ПИЛОТ (PILOT) повернута до отказа против часовой стрелки. Поворот ручки по часовой стрелке включает блок. Поворот ручки по часовой стрелке за защелку «ВКЛ» (ON) обеспечивает увеличение громкости системы СПУ (самолетное переговорное устройство) пилота.

В случае отказа питания пульта управления аудиосистемой или при нахождении пульта в положении ВЫКЛ (OFF) безопасная цепь подключает головной телефон пилота непосредственно к приемопередатчику СВЯЗЬ 1 (COM 1).

Контроль

При нажатии кнопки КОНТРОЛЬ (TEST) на пульте загораются все светодиоды и сигнализаторы маркерного радиомаяка на полную яркость. При нормальной работе фотоэлемент, установленный приблизительно в центре пульта управления, реагирует на окружающее свечение, обеспечивая автоматическую регулировку яркости светодиодов и светосигнализаторов. Регулировка яркости свечения обозначений осуществляется ручкой ПОДСВЕТКА ПРИБ. (INST), установленной на нижней панели приборной доски.

Переключатель Аудио/Приемопередатчик

Переключение аудиосистемы обеспечивается с помощью восьми переключающих кнопок, расположенных в центре пульта управления аудиосистемой. Все кнопки включения/выключения нажимного типа ВКЛ–ВЫКЛ (ON-OFF). Выбор источника звука вызывает подачу звукового сигнала в наушники или громкоговоритель. Индикация выбранных источников звука осуществляется загоранием кнопки-лампы нажимного типа.

Источник звука навигационного приемника выбирается нажатием НАВ1 (NAV1), НАВ2 (NAV2) (если установлен), МАРКЕР (MKR), РАДИОДАЛЬНОМЕР (DME) (если установлен) или АРК (автоматический радиокомпас) (ADF) (если установлен) выберут этот радиоприемник или устройство как источник звука. Уровень звука навигационных приемников регулируется регулятором громкости выбранного радиоприемника.

Выбор звукового сигнала приемопередатчика обеспечивается нажатием СВЯЗЬ 1 (COM 1), СВЯЗЬ 2 (COM 2) или СВЯЗЬ 3 (COM 3) (если установлен). При выборе источника звука с помощью кнопок СВЯЗЬ 1 (COM 1), СВЯЗЬ 2 (COM 2) и СВЯЗЬ 3 (COM 3) источник звука останется включенным независимо от того, какой приемопередатчик выбран в качестве активного источника МИК (MIC).

Как звуковой сигнал приемопередатчика, так и МИК (микрофон) (MIC) можно выбрать нажатием СВЯЗЬ 1 МИК (COM 1 MIC), СВЯЗЬ 2 МИК (COM 2 MIC) или СВЯЗЬ 3 МИК (COM 3 MIC) (если установлена). Как пилот, так и второй пилот подключаются к выбранному приемопередатчику и оба могут вести передачу и прием. Для ведения передачи пилот и второй пилот должны пользоваться соответствующим переключателем Кнопка Передачи (PTT) (Push-To-Talk). СПУ будет функционировать нормально. При ведении передач светодиод кнопки СВЯЗЬ МИК (COM MIC) работающего передатчика мигает с частотой 1 Гц, сигнализируя об активной передаче.

Функция раздельной связи

Нажатие кнопки СВЯЗЬ 1/2 (COM 1/2) активирует функцию раздельной связи. При активной раздельной связи СВЯЗЬ 1 (COM 1) является источником микрофон/аудио пилота и СВЯЗЬ 2 (COM 2) является источником микрофон/аудио второго плота. Пилот может вести прием и передачу от СВЯЗЬ 1 (COM 1), а второй пилот может вести прием и передачу от СВЯЗЬ 2 (COM 2). При активной совмещенной связи ведение одновременной передачи от СВЯЗЬ 1 (COM 1) и СВЯЗЬ 2 (COM 2) невозможна. Но пилот и второй пилот могут слушать СВЯЗЬ 3 (COM 3), НАВ 1 (NAV 1), НАВ 2 (NAV 2), РАДИОДАЛЬНОМЕР (DME), АРК (ADF) и МАРКЕР (MKR). Повторное нажатие кнопки СВЯЗЬ 1/2 (COM 1/2) отключит функцию раздельной связи. При активной раздельной связи второй пилот может делать объявления по СГУ через кабинный громкоговоритель, обеспечивая пилоту возможность продолжать пользоваться СВЯЗЬ 1 (COM 1) независимо. Это достигается нажатием кнопки СГУ (PA) при активной раздельной связи. Повторное нажатие кнопки СГУ (PA) отключает эту функцию и возвращает систему в режим нормальной раздельной связи, как описано выше.

Режим обмена связи (COM)

В данном оборудовании не предусмотрен режим обмена связи (COM).

Выход громкоговорителя

Нажатие кнопки ГРОМКОГОВОРИТЕЛЬ (SPKR) даст возможность прослушивать выбранные бортовые радиоприемники по кабинному громкоговорителю. При включении микрофона СВЯЗЬ (COM) выходной сигнал громкоговорителя приглушается. Уровень громкости сигнала громкоговорителя регулируется через лючок, расположенный на верху блока (*см. Руководство по установке GARMIN или Руководство по технической эксплуатации самолета*).

Функция самолетного громкоговорящего устройства (СГУ) (PA)

Нажатие кнопки СГУ (PA) на пульте управления аудиосистемой обеспечивает включение функции СГУ (PA). При включенной кнопке СГУ (PA) и включенном микрофоне пилота или второго пилота (Кнопка передачи (PTT) нажата) через кабинный громкоговоритель выдается соответствующий звуковой сигнал микрофона. Если кнопка ГРОМКОГОВОРИТЕЛЬ (SPKR) также активна, тогда при включенном микрофоне звук ранее активного громкоговорителя будет приглушаться. Уровни громкости микрофонных громкоговорителей СГУ (PA) пилота и второго пилота регулируются через лючок, расположенный на верху блока (*см. Руководство по установке GARMIN или Руководство по технической эксплуатации самолета*).

Индивидуальные входы музыкальных программ

Примечание. Самолеты с *№ 0002 по № 1519 включительно и самолеты с номерами, предшествующими SB 2X-34-14*; при работе СПУ звуковой сигнал от гнезд ВХОД ЗВУКА (AUDIO INPUT) Музыка 1 (Music 1) и Музыка 2 (Music 2) приглушается.

На пульте управления аудиосистемой имеется возможность подключения до двух входов отдельных развлекательных (музыкальных) программ. Данные входы подключаются в гнезда ВХОД АУДИО (AUDIO INPUT), расположенные на гнездовых панелях цент-

рального пульта. Музыка 1 (Music 1) подключается в гнездо ВХОД ЗВУКА (AUDIO INPUT), расположенное около розетки подключения бытовых приборов. Музыка 2 (Music 2) подключается к гнезду, расположенному на заднем пульте. Во время работы всех радиосредств Музыка 1 (Music 1) плавно приглушается. На характеристики входов Музыка 1 и Музыка 2 влияет активный режим развязки СПУ (ICS).

- Нажатие кнопки развязки СПУ ПИЛОТА (PILOT ICS) отключает пилота от второго пилота и пассажиров. Программа Музыка 1 (Music 1) доступна для второго пилота и пассажиров.
- Нажатие кнопки развязки СПУ ЭКИПАЖА (CREW ICS) отключает экипаж от пассажиров и позволяет пилоту и второму пилоту слушать программу Музыка 1 (Music 1), а пассажирам – программу Музыка 2 (Music 2). Работа радиосредств, работа маркерного радиомаяка МАРКЕР (MKR) и работа СПУ (ICS) пилота и второго пилота отключит программу Музыка 1. Программа Музыка 2 не отключается.
- Когда режим развязки как СПУ ПИЛОТА (PILOT ICS), так и СПУ ЭКИПАЖА (CREW ICS) **не** выбран, программа Музыка 1 (Music 1) доступна экипажу и пассажирам. Работа радиосредств и работа в режиме МАРКЕР (MKR) отключат программу Музыка 1.

СПУ (ICS)

Органы управления СПУ расположены слева от пульта управления аудиосистемой. Органы управления включают регулятор громкости (Volume) для пилота и второго пилота, регулятор бесшумной настройки (Squelch) для всех находящихся на борту самолета и переключатель режимов СПУ (Mode).

Регулятор громкости и бесшумной настройки

Регулировка громкости СПУ (ICS) и бесшумной настройки с речевой коммутацией (VOX) выполняется с помощью левой (ПИЛОТ) (PILOT) и правой (ВТОРОЙ ПИЛОТ) (COPILOT) ручек регулировки, расположенных на пульте управления аудиосистемой. Назначение ручек следующее:

- **Левая внутренняя ручка** – Управление включением/выключением (On/Off) питания и регулировка громкости СПУ пилота. Полный поворот против часовой стрелки – положение ВЫКЛ (OFF) (щелчок).
- **Левая внешняя ручка** – Уровень речевой коммутации микрофона СПУ пилота. Поворот по часовой стрелке усиливает звук микрофона (уровень речевой коммутации), необходимый для прекращения бесшумной настройки. Поворот ручки в крайнее положение против часовой стрелки характеризует рабочее состояние микрофона.
- **Правая внутренняя ручка** – Поворот ручки в утопленном положении обеспечивает регулировку громкости СПУ второго пилота. Поворот ручки в отпущенном положении обеспечивает регулировку громкости СПУ пассажиров.
- **Правая внешняя ручка** – Уровень речевой коммутации микрофона второго пилота и пассажиров. Поворот по часовой стрелке усиливает звук микрофона (уровень речевой коммутации), необходимый для прекращения бесшумной настройки. Поворот ручки в крайнее положение против часовой стрелки характеризует рабочее состояние микрофона.

Каждый вход микрофона имеет специализированную цепь речевой коммутации, позволяющую прослушивать только активный(ые) микрофон(ы), когда бесшумная настройка отключена. После прекращения разговора канал СПУ остается на короткое время открытым, чтобы избежать смыкания слов или нормальных пауз.

Регулировка

Пульт управления аудиосистемой обеспечивает возможность регулировки бесшумной настройки речевой коммутации (VOX) для пилота, второго пилота и пассажиров. Поскольку применение цепей речевой коммутации (VOX) уменьшает количество активных микрофонов в любой момент времени, уровень нежелаемого фонового шума в наушниках уменьшается. Это также позволяет использовать различные шлемофоны с одним и тем же СПУ. Поскольку пользователь может отрегулировать уровень отключения бесшумной настройки речевой коммутации в соответствии с индивидуальными речевыми особенностями и возможностями микрофона, это спо-

собствует устранению пропуска первых слогов. После прекращения разговора наступает небольшая задержка, прежде чем канал закроется. Это исключает слияние слов и прерывистую связь.

Чтобы отрегулировать бесшумную настройку:

1. При работающем двигателе установить пороговый уровень отключения речевой коммутации, медленно поворачивая ручку регулировки БЕСШУМНАЯ НАСТРОЙКА (SQL) по часовой стрелке до тех пор, пока в телефонах больше не будет слышен шум двигателя.
2. Поднести микрофон к губам и говорить в микрофон. Убедиться, что нормальные уровни громкости речи открывают канал.

Режимы СПУ

Система GMA 340 обеспечивает работу в трех режимах СПУ (ICS): ПИЛОТ (PILOT)), ЭКИПАЖ (CREW) и ВСЕ (ALL), что еще больше уменьшает рабочую нагрузку и минимально отвлекает внимание на всех этапах полета. Выбор режима осуществляется с помощью кнопок ПИЛОТ (PILOT) и ЭКИПАЖ (CREW). Нажатие кнопки включает соответствующий режим СПУ, а повторное нажатие кнопки отключает режим. Оператор может переключать режимы (ПИЛОТ на ЭКИПАЖ или ЭКИПАЖ на ПИЛОТ) путем нажатия кнопки желаемых режимов. Режим ВСЕ (ALL) активен, если ни ПИЛОТ (PILOT), ни ЭКИПАЖ (CREW) не были выбраны.

ПИЛОТ (PILOT) Пилот отключен от СПУ. Пилот может слушать радио и самопрослушивать только во время радиопередач. Второй пилот и пассажиры могут слышать СПУ и музыку, но не самолетные радиоприемы или передачи пилота.

ЭКИПАЖ (CREW) Пилот и второй пилот подключены к одному каналу СПУ и имеют беспрепятственный доступ к самолетным радиоустройствам. Они также могут слушать программу Музыка 1. Пассажиры могут продолжать общаться между собой, не прерывая Экипаж (Crew) и также могут слушать программу Музыка 2.

ВСЕ (ALL) Все стороны будут слышать самолетные радиоустройства, СПУ и программу Музыка 1. После завершения связи громкость музыки постепенно увеличивается до первоначального уровня. Как пилот, так и второй пилот имеют доступ к связным (COM) приемопередатчикам.

В нижеприводимой таблице в краткой форме указано, что может слышать каждый находящийся на борту в каждом из выбираемых режимов СПУ:

Режим	Пилот слышит	Второй пилот слышит	Пассажиры слышат
ПИЛОТ (PILOT)	Бортовые радиоустройства Пилота	Пассажиров Второго пилота Музыку 1	Пассажиров Второго пилота Музыку 1
ЭКИПАЖ (CREW)	Бортовые радиоустройства Пилота/второго пилота Музыку 1	Бортовые радиоустройства Второго пилота/пилота Музыку 1	Пассажиров Музыку 2
ВСЕ (ALL)	Бортовые радиоустройства Пилота/второго пилота Пассажиров Музыку 1	Бортовые радиоустройства Пилота/второго пилота Пассажиров Музыку 1	Бортовые радиоустройства Пилота/второго пилота Пассажиров Музыку 1

Маркерный радиомаяк

Маркерный приемник обеспечивает визуальную и звуковую сигнализацию пилоту о пролете самолетом передающей станции, работающей на частоте 75 МГц. Органы управления и сигнальные лампы маркерного приемника расположены на левой крайней стороне пульта управления аудиосистемой.

Звуковой сигнал маркерного приемника включается нажатием кнопки МАРКЕР (MKR). При непоступлении сигнала от маркерного радиомаяка звуковой сигнал маркерного приемника отключается повторным нажатием кнопки МАРКЕР (MKR). Но при поступлении

сигнала от маркерного радиомаяка повторное нажатие кнопки МАРКЕР (MKR) обеспечит приглушение звукового сигнала, но сигнальная лампа будет продолжать мигать. Нажатием кнопки МАРКЕР (MKR) третий раз (при приглушении звукового сигнала от маркерного радиомаяка) достигается отключение звукового сигнала маркерного приемника. Приглушение звукового сигнала маркерного приемника автоматически отключается при прекращении поступления текущего сигнала.

Примечание. Лампы маркерных радиомаяков (O, M, A) работают независимо от поступления звукового сигнала и не могут быть отключены.

Включение лампы и звукового сигнала маркерного радиомаяка для захода на посадку по системе ILS (посадка по приборам) кратко изложены ниже:

Лампа O (синяя) Лампа дальнего маркерного радиомаяка и соответствующий тональный звуковой сигнал частотой 400 Гц. Лампа и тональный звуковой сигнал включаются с частотой два тональных звуковых сигнала/мигания в секунду.

A (желтая) Лампа среднего маркерного радиомаяка и соответствующий тональный звуковой сигнал частотой 1300 Гц. Лампа и тональный звуковой сигнал включаются попеременно короткими и длинными вспышками.

A (белая) Лампа авиатрассы/ближнего маркерного радиомаяка и соответствующий тональный звуковой сигнал частотой 3000 Гц. Лампа и тональный звуковой сигнал включаются с частотой шесть раз в секунду.

Чувствительность маркерного радиомаяка

Кнопка ЧУВСТВИТЕЛЬНОСТЬ (SENS), расположенная на левой части пульта, используется для установки уровня чувствительности маркерного приемника. Индикация выбранного уровня чувствительности осуществляется при загорании светодиода ВЫСОКИЙ (HIGH) или НИЗКИЙ (LOW). При выборе уровня чувствительности ВЫСОКИЙ (HIGH) тональный звуковой сигнал дальнего маркерного радиомаяка будет звучать дольше. Выбор уровня чувствительности НИЗКИЙ (LOW) в данной точке обеспечит более точное определение места дальнего радиомаяка. Обычно ВЫСОКИЙ (HIGH) уровень чувствительности выбирается пока не будет слышен тональный звуковой сигнал дальнего маркерного радиомаяка и затем выбирается НИЗКИЙ (LOW) уровень чувствительности для более точного определения места дальнего маркерного радиомаяка.

Радиосистема XM (дополнительное оборудование)

Примечание. Подробные инструкции по эксплуатации *см. в Инструкциях на беспроволочный пульт управления радиосистемой XM для пользователя, документ № XMC050-4, первый выпуск или последующие*. Для установки радиосистемы XM требуется программное обеспечение для многофункционального дисплея (MFD), P/N 530-00162-000, или последующее.

Для работы радиосистемы необходимо подписаться на комплект для обслуживания радиосистемы XM. Для получения сведений о подписке свяжитесь с фирмой Satellite Radio по телефону 800.985.9200.

Дополнительная радиосистема XM обеспечивает передачу развлекательных программ и информации для находящихся на борту через спутники посредством аудиосистемы GMA 340 при полетах над любым районом, граничащим с Соединенными Штатами Америки.

Приемник XM, установленный на центральном пульте со стороны второго пилота, принимает звуковую информацию от двух геосинхронных радиовещательных спутников XM через встроенную антенну. Затем звуковой сигнал передается проводным путем на

гнезда ВХОД ЗВУКА (AUDIO INPUT) программ Музыка 1 и Музыка 2, расположенные на пульте управления аудиосистемой. Управление работой системы осуществляется с помощью ручного беспроводного пульта управления.

- При первоначальном включении громкость радиосистемы XM устанавливается на приглушение, и она будет оставаться приглушенной до тех, пока радиосистема XM не установит связь с беспроводным пультом управления.
- Регулировка громкости системы для обоих гнезд ВХОД ЗВУКА (AUDIO INPUT) выполняется одновременно посредством беспроводного пульта управления.
- В случае отказа беспроводного пульта управления в полете циклическое включение и выключение автомата защиты сети (АЗС) Метео/Грозоотметчик (Weather/Stormscope) вернет режим приглушения.
- Радиосистема XM устанавливается по умолчанию на прослушивание от гнезд ВХОД ЗВУКА (AUDIO INPUT). При подключении индивидуального развлекательного устройства, например плейера в оба гнезда ВХОД ЗВУКА (AUDIO INPUT) внешний источник будет перебивать звуковой сигнал XM. Описание режимов СПУ см. в представленной выше таблице режимов СПУ.

Радиосистема XM получает питание 28 В постоянного тока через 3 А прерыватель Метео/Грозоотметчик (Weather/Stormscope), расположенный на шине питания второстепенных потребителей.

Оперативный справочник пилота и утвержденное FAA Руководство по летной эксплуатации самолета

Дополнение 2

ПРИЕМООТВЕТЧИК Garmin GTX 327

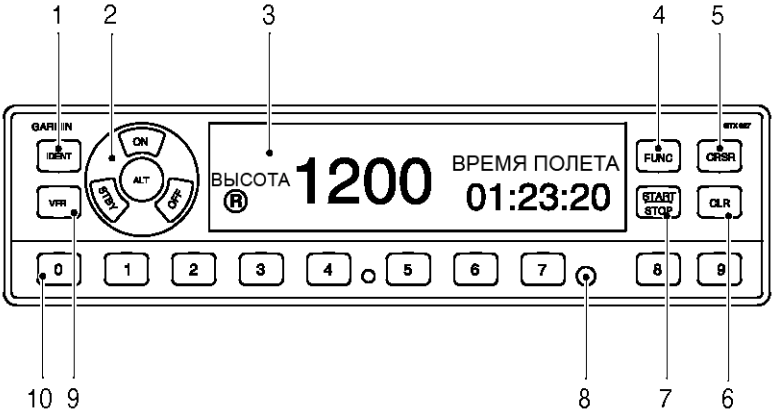
После установки приемоответчика Garmin GTX 327 на самолет SR22 фирмы Cirrus Design настоящее Дополнение вступает в силу, и оно должно быть включено в Раздел Дополнений (Разд. 9) Оперативного справочника пилота самолета SR22. Данный документ должен постоянно находиться на борту самолета. Информация, содержащаяся в данном документе, дополняет, аннулирует или исключает информацию, содержащуюся в основном Оперативном справочнике пилота самолета SR22.

SR22

ОПЕРАТИВНЫЙ СПРАВОЧНИК ПИЛОТА

Раздел 1 – ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Самолет оборудован одиночным приемоответчиком УВД Garmin GTX 327, работающим в режимах A/C (опознавание и высота). В настоящем Дополнении содержатся полные инструкции по эксплуатации приемоответчика GTX 327, и поэтому нет необходимости держать на борту самолета какие-либо дополнительные данные.



1. Кнопка ОПОЗНАВАНИЕ (IDENT)
2. Кнопки переключения режимов
   a. ВЫКЛ (OFF)
   b. РЕЗЕРВ (STBY)
   c. ВКЛ (ON)
   d. ВЫСОТА (ALT)
3. Индикаторное окно
4. Кнопка ФУНКЦИЯ (FUNC)
5. КНОПКА КУРСОР (CRSR)
6. Кнопка СБРОС (CLR)
7. Переключатель СТАРТ/СТОП (START/STOP)
8. Фотоэлемент
9. Кнопка визуального полета (VFR)
10. Кнопки выбора
    a. 0-7 – Выбор кода
    b. 8-9 – Яркость/Контрастность индикации

Раздел 2 – ОГРАНИЧЕНИЯ

Без изменений

Раздел 3 – ДЕЙСТВИЯ В АВАРИЙНЫХ СИТУАЦИЯХ

Без изменений

Раздел 4 – ВЫПОЛНЕНИЕ НОРМАЛЬНОГО ПОЛЕТА

Примечание. Ожидаемая зона действия приемоответчика GTX 327 ограничена «линией визирования». Полет на малой высоте или экранирование бортовой антенны самим самолетом может уменьшить зону действия приемоответчика. Подъем на бóльшую высоту может расширить зону действия приемоответчика.

После запуска двигателей

1. Выключатель питания радиоэлектронного оборудования ..... ВКЛ (ON)

   Приемоответчик включится в режим РЕЗЕРВ (STBY). Приемоответчик находится во включенном состоянии, но не будет отвечать на запросы вторичной обзорной РЛС УВД.

Перед взлетом

1. Кнопки переключения режимов приемоответчика..... ВЫСОТА (ALT)

   Если приемоответчик находится в режиме РЕЗЕРВ (STBY), при взлете, когда путевая скорость увеличится приблизительно до 35 узлов, он автоматически переключится в режим ВЫСОТА (ALT). Приемоответчик будет отвечать на запросы службы УВД в режиме С (высота и опознавание).

Примечание. Установка выключателя в положение ВКЛ (ON) активирует только режим А (опознавание) приемоответчика. Приемоответчик будет отвечать на запросы в режиме С (высота) (Altitude) сигналами, не содержащими данных о высоте.

После посадки

1. Кнопки переключения режимов приемоответчика .....РЕЗЕРВ (STBY) или ВЫКЛ (OFF)

   Если приемоответчик находится в режиме ВЫСОТА (ALT) для посадки, во время пробега, когда путевая скорость уменьшится приблизительно до 35 узлов, он автоматически переключится в режим РЕЗЕРВ (STBY).

Раздел 5 – ЛЕТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Без изменений

Раздел 6 – ЗАГРУЗКА И ЦЕНТРОВКА

Без изменений

Раздел 7 – ОПИСАНИЕ САМОЛЕТА И СИСТЕМ

Примечание. В настоящем Дополнении содержатся конкретные процедуры по пользованию приемоответчиком GTX 327 на борту самолета SR22 и дано общее описание блока. Подробное описание приемоответчика GTX 327 *см. в Справочнике пилота на приемоответчик GTX 327 с режимами работы A/C*, P/N 190-00187-00, Изменение A (февраль 2000 г.) или более позднее Изменение.

Система приемоответчика Garmin GTX 327 состоит из встроенного блока управления приемником/передатчиком, антенны и цифрового преобразователя данных о высоте. Приемник/передатчик принимает запросы от передатчика наземной вторичной обзорной РЛС и затем передает их в запрашивающий центр управления воздушным движением. Данные о высоте в цифровом коде обеспечиваются цифровым преобразователем (устройством кодирования информации о высоте), встроенным в статическую систему самолета. Приемоответчик и встроенные органы управления установлены на центральном пульте. Органы управления приемоответчиком включают индикацию активного кода, выбор кода, кнопку ОПОЗНАВАНИЕ (IDENT) и функции контроля. Выводимые на экран данные удобочитаемы при дневном свете, и яркость индикации регулируется с помощью фотоэлемента.

Регулировка яркости свечения кнопок на пульте управления выполняется регулятором ПОДСВЕТКА ПРИБ. (INST). Антенна приемоответчика установлена на нижней части фюзеляжа непосредственно за противопожарной перегородкой. Подача питания 28 В постоянного тока для работы приемоответчика осуществляется через главный выключатель радиоэлектронного оборудования на нижней панели приборной доски. Питание 28 В постоянного тока подается на приемник, передатчик и устройство кодирования информации о высоте через 2 А автомат защиты сети ШИФРАТОР/ПРИЕМООТВЕТЧИК (ENCODER/XPONDER), расположенный на шине питания основных потребителей радиоэлектронного оборудования.

Кнопки переключения режимов

Кнопки переключения режимов расположены по кругу непосредственно слева от индикаторного окна. Индикация выбранного режима производится слева от экрана индикатора рядом с кнопками переключения режимов. Имеется пять положений:

ВЫКЛ (OFF) – Полное отключение питания приемоответчика GTX 327. Приемоответчик должен быть выключен до момента запуска двигателя. Обычно приемоответчик может оставаться в положении РЕЗЕРВ (STBY), обеспечивая выключателю питания радиоэлектронного оборудования контролировать питание системы.

РЕЗЕРВ (STBY) – Используется для питания приемоответчика в резервном режиме. Будет выбран последний активный код опознавания. В режиме РЕЗЕРВ (STBY) приемоответчик не будет отвечать на запросы наземной вторичной обзорной РЛС службы УВД. Это положение является нормальным для выполнения операций на самолете SR22 на земле.

Примечание. Во время послепосадочного пробега, когда путевая скорость уменьшается до 35 узлов, осуществляется автоматический переход с режима ВЫСОТА (ALT) на режим РЕЗЕРВ (STBY).

ВКЛ (ON) – включение питания приемоответчика GTX 327 в режиме А (режим опознавания). Будет выбран последний активный код опознавания. Помимо кода опознавания самолета, приемоответчик будет также отвечать на запросы о высоте (режим С) сигналами, не содержащими данных о высоте.

ВЫСОТА (ALT) устанавливает приемоответчик в режим А и в режим С, опознавание и высота, соответственно. Приемоответчик будет отвечать на запросы кодом опознавания самолета и данными о стандартной барометрической высоте (29,92 дюйма ртутного столба).

Примечание. При разбеге, когда путевая скорость увеличивается до 35 узлов, происходит автоматическое переключение с режима РЕЗЕРВ (STBY) на режим ВЫСОТА (ALT).

Кнопки выбора кода

Выбор кода производится нажатием восьми кнопок выбора (от 0 до 7), расположенных сразу же под индикатором. Можно выбрать любой из 4096 активных кодов опознавания. Выбор кода должен производиться в соответствии с инструкциями правил полета по приборам или правилами, касающимися использования приемоответчика для визуальных полетов.

Код приемоответчика самолета используется для улучшения возможности слежения за самолетом службой УВД. Поэтому не переключать приемоответчик в режим РЕЗЕРВ (STBY) при обычных изменениях кода.

Ввести новый код

1. Для удаления текущего кода пользоваться кнопкой СБРОС (CLR).
2. Для ввода нового кода пользоваться кнопками «0 – 7». Новый код не будет активирован до тех пор, пока не будет введена последняя (четвертая) цифра. Нажатие кнопки СБРОС (CLR) вернет курсор на предыдущую цифру. Нажатие кнопки КУРСОР (CRSR) во время ввода кода удалит курсор и отменит ввод.

Примечание. При выполнении обычных изменений кода избегать случайного выбора кода 7500 и всех кодов в пределах серии 7600 (7600 – 7677) и серии 7700 (7700 – 7777). Указанные коды активируют специальные индикаторы в автоматических устройствах. Код 7500 будет воспринят как захват самолета.

Важные коды

- 1200 – код визуального полета для любой высоты в США.
- 7000 – код визуального полета, обычно используемый в Европе.
- 7500 – код захвата самолета.
- 7600 – потеря связи.
- 7700 – аварийная ситуация.
- 7777 – боевые действия перехватчика (никогда не устанавливайте этот код).
- 0000 – только военное применение (невводимый).

Визуальный сигнализатор ответа

Визуальный сигнализатор ответа представляет собой небольшую перевернутую букву “R”, расположенную сразу же под сигнализатором режимов в индикаторном окне. Визуальный сигнализатор ответа будет мигать каждый раз, когда приемоответчик будет отвечать на запросы с земли. Сигнализатор будет оставаться включенным в течение 18-с режима ОПОЗНАВАНИЕ (IDENT).

Кнопка ОПОЗНАВАНИЕ (IDENT)

Нажатие кнопки ОПОЗНАВАНИЕ (IDENT) запускает специальный импульс опознавания (SPI) на время около 18 с, что дает возможность службе УВД выделить отраженный сигнал от вашего приемоответчика от других отраженных сигналов на экране оператора. Во время действия импульса сигнализатор Ответ (Reply) на индикаторе будет гореть. Кратковременно нажать кнопку ОПОЗНАВАНИЕ (IDENT) при команде оператора УСТАНОВИТЬ ОПОЗН (SQUAWK IDENT).

Кнопка визуального полета (VFR)

Нажатие кнопки визуального полета (VFR) устанавливает приемоответчик на предварительно запрограммированный код, выбранный для данной конфигурации (установлен на заводе на 1200). Повторное нажатие кнопки визуального полета (VFR) вернет предыдущий код опознавания.

Кнопка ФУНКЦИЯ (FUNC)

Нажатие кнопки ФУНКЦИЯ (FUNC) вызовет смену данных, показанных на правой стороне экрана индикатора. Повторное нажатие кнопки ФУНКЦИЯ (FUNC) переключит экран на следующие данные. Они следующие: барометрическая высота, время полета, прямой счетчик времени, обратный счетчик времени, контрастность и яркость индикации.

БАРОМЕТРИЧЕСКАЯ ВЫСОТА (PRESSURE ALT) – индикация барометрической высоты в футах. Стрелка справа от индикации высоты показывает подъем или снижение самолета.

ВРЕМЯ ПОЛЕТА (FLIGHT TIME) – индикация времени полета. Счетчик получает данные о путевой скорости от системы GPS 1. Счет времени полета начинается при достижении путевой скорости 35 узлов на взлете и останавливается, когда путевая скорость уменьшается ниже 35 узлов при посадке.

ПРЯМОЙ СЧЕТЧИК ВРЕМЕНИ (COUNT UP TIMER) – Управление прямым счетчиком времени осуществляется переключателем СТАРТ/СТОП (START/STOP). Нажатие кнопки СБРОС (CLR) обнуляет индикацию.

ОБРАТНЫЙ СЧЕТЧИК ВРЕМЕНИ (COUNT DOWN TIMER) – Управление обратным счетчиком времени осуществляется переключателем СТАРТ/СТОП (START/STOP). Кнопки КУРСОР (CRSR) и «0 – 9» используются для установки начального времени. Нажатие кнопки СБРОС (CLR) устанавливает счетчик на первоначальное значение.

КОНТРАСТ (CONTRAST) – обеспечивает контрастность индикации. При выборе контрастности (CONTRAST) нажатие кнопки «8» уменьшает контрастность, а нажатие кнопки «9» увеличивает контрастность.

ИНДИКАЦИЯ (DISPLAY) – В данной системе функция индикации отсутствует. Яркость индикации регулируется автоматически с помощью фотоэлемента, расположенного на передней панели.

Оперативный справочник пилота и утвержденное FAA Руководство по летной эксплуатации самолета

Дополнение 3

АВТОПИЛОТ 55X СИСТЕМЫ S-TEC С ЗАДАТЧИКОМ ВЫСОТЫ/СИГНАЛИЗАТОРОМ ОПАСНОЙ ВЫСОТЫ

После установки автопилота пятьдесят пять X (55X) системы S-Tec на самолет SR22 фирмы Cirrus Design настоящее Дополнение вступает в силу и должно быть включено в Раздел Дополнений (Разд. 9) Оперативного справочника пилота самолета SR22. Данный документ должен постоянно находиться на борту самолета. Информация, содержащаяся в данном документе, дополняет, аннулирует или исключает информацию, содержащуюся в основном Оперативном справочнике пилота самолета SR22.

Примечание. Данное Изменение, внесенное в дополнение к Оперативному справочнику пилота под обозначением Изменение 5 и датированное 15.08.07, аннулирует и заменяет Изменение 4 настоящего Дополнения, датированное 18.07.05.

Раздел 1 – ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Данный самолет оборудован автопилотом 55X системы S-Tec. Автопилот 55X системы S-Tec представляет собой двухканальную систему управления полетом. Система состоит из программного устройства/вычислителя управления полетом, устройство кодирования информации о высоте, задатчика высоты/сигнализатора опасной высоты, координатора разворота и планового навигационного прибора (HSI). Выбор режима и выбор вертикальной скорости осуществляется на пульте программного устройства/вычислителя. Для отключения автопилота может использоваться кнопка на каждой ручке управления. Изменения углов крена осуществляются автопилотом посредством электромотора триммера элерона и пружинного блока, а изменения углов тангажа для стабилизации высоты – посредством электромотора триммера руля высоты. Установленный на самолете SR22 автопилот 55X системы S-Tec выполняет следующие функции и имеет следующие особенности:

- Выдерживание курса и управление курсом.
- Слежение по сигналам навигационной системы (NAV), курсового радиомаяка (LOC), глобальной системой определения местоположения (GPS) и по глиссадному лучу (GS), высокая и низкая чувствительность и автоматический выход на курс следования под углом 45°.
- Управление по сигналам системы GPS (режим GPSS).
- Задание и выдерживание высоты и управление высотой, индикация высоты и внесение поправок на барометрическое давление.
- Сигнализация опасной высоты и высоты принятия решения.
- Выдерживание вертикальной скорости и управление вертикальной скоростью.

Полное описание порядка действий и описание используемых режимов см. в *Оперативном справочнике пилота на автопилот пятьдесят пять X системы S-Tec: для самолетов № 0002 по № 0434* включительно, P/N 87109, датированный 8 ноября 2000 г., или в более позднем выпуске ИЛИ для самолетов *№ 0435 и последую-*

щих, P/N 87247, первый или последующие выпуски. Справочник (POH) на автопилот 55X системы S-Tec также содержит подробные процедуры слежения за курсом следования по системам GPS & VOR, захода на посадку по прямому и обратному лучу курсового радиомаяка и слежения за глиссадой.

Полное описание порядка действий и подробное описание рабочих режимов задатчика высоты/сигнализатора опасной высоты см. в Оперативном справочнике пилота (POH) *на задатчик высоты/сигнализатор опасной высоты системы S-Tec,* P/N 8716 *или* P/N 87110 (первый или последующие выпуски).

Примечание. В установленном на самолете SR22 автопилоте 55X системы S-Tec не применяется дополнительный дистанционный сигнализатор, сервопривод канала крена и дополнительный сервопривод триммера, поэтому все ссылки, сделанные на эти устройства в справочнике (POH) на автопилот 55X системы S-Tec, не принимать во внимание. Кроме того, в данном автопилоте не применяется выключатель СОВМЕЩЕННОЕ УПРАВЛЕНИЕ (CWS) или ГЛАВНЫЙ АВТОПИЛОТ (AUTOPILOT MASTER) выключатель.

Примечание. В данном оборудовании применен сервопривод балансировки по крену для воздействия на изменения управления. Поэтому в данном автопилоте 55X системы S-Tec функция автоматической балансировки не применена. Все ссылки, сделанные на указанную функцию в Справочнике на автопилот 55X системы S-Tec, не принимать во внимание.

Данные о крене выводятся на плановый навигационный прибор (HSI). В данном оборудовании не применяется командный авиагоризонт автопилота.

Раздел 2 – ОГРАНИЧЕНИЯ

1. Запрещается использовать автопилот при приборных воздушных скоростях выше 185 KIAS.

2. Автопилот не должен включаться при взлете и посадке.
3. Автопилот должен быть отключен при прерванном заходе на посадку, уходе на второй круг и прерванной посадке.
4. Закрылки должны быть отклонены на 50 % при работе автопилота в режиме выдерживания высоты при приборных воздушных скоростях ниже 95 KIAS.
5. При работе автопилота угол отклонения закрылков ограничен 50 %.
6. Автопилот должен быть отключен при умеренной или сильной турбулентности.
7. Минимальная высота включения автопилота составляет 400 футов над уровнем земли.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Автопилот может быть не способен выдерживать все задаваемые вертикальные скорости. Выбор вертикальной скорости, превышающей пределы летных характеристик самолета, может привести к сваливанию самолета.

8. Для данной конфигурации минимальная скорость с включенным автопилотом составляет $1{,}2V_s$.
9. На выход на глиссаду и луч КРМ, захвата и слежения по системе VOR/GPS и с применением системы ILS накладываются следующие ограничения:
   a. Автопилот должен быть отключен не позднее, чем на высоте на 100 футов ниже минимальной высоты снижения.
   b. Автопилот должен быть отключен при заходе на посадку в случае отклонения от курса более, чем на 50 %. Заход на посадку должен быть продолжен только при ручном управлении самолетом.
   c. Автопилот должен быть отключен на высоте принятия решения.
   d. Максимальная составляющая бокового ветра 12 узлов между точкой прерванного захода на посадку и дальним маркерным радиомаяком.

e. Вход в луч КРМ должен произойти на расстоянии не менее 5 миль от дальнего маркерного радиомаяка.

f. Если составляющая бокового ветра более 12 узлов и менее 17 узлов, вход должен произойти на расстоянии не менее 10 миль от дальнего маркерного радиомаяка.

g. Угол входа должен быть не более 45°.

h. Посадка по приборам (ILS) при нормальных скоростях захода на посадку и при ограничениях по скорости по дополнительному сертификату типа (STC) или сертификату типа (TC) и в соответствии с данным Руководством по летной эксплуатации.

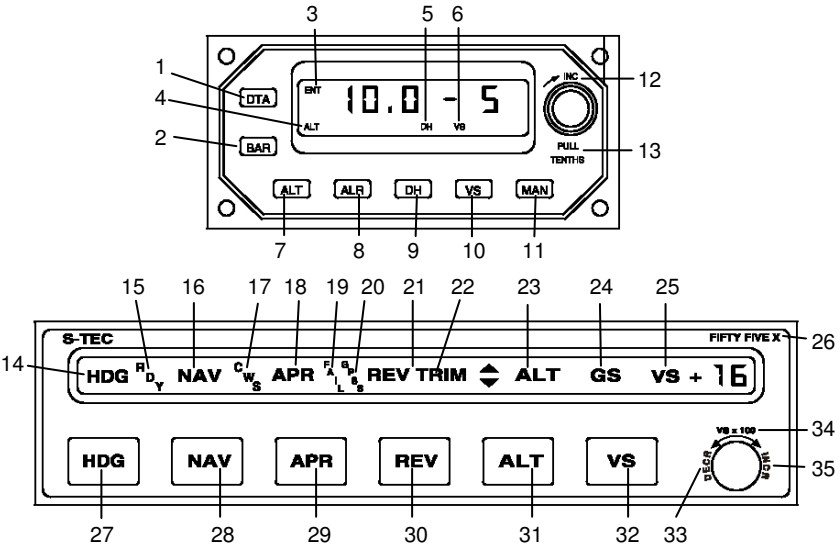
i. До пролета над дальним маркерным радиомаяком закрылки должны быть выпущены в положение для захода на посадку. В течение всего процесса захода на посадку с сопряженным автопилотом больше не изменять положение закрылков.

j. Подход к глиссаде должен выполняться таким образом, чтобы обеспечить автоматическую готовность к входу в глиссаду или в случае ручного управления подготовкой к входу в глиссаду – не более чем на 15% выше глиссады.

10. Оперативный справочник пилота по автопилоту пятьдесят пять X системы S-Tec для самолетов *№ 0002 по № 0434 включительно*, P/N 87109, датированный 8 ноября 2000 г. или позднее, ИЛИ для самолетов *№ 0435 и последующих*, P/N 87247, первый выпуск или последующие должны постоянно находиться на борту самолета и должны быть доступны пилоту в полете.

SR22

ОПЕРАТИВНЫЙ СПРАВОЧНИК ПИЛОТА



Условные обозначения:

1 – ДАННЫЕ
2 – БАР
3 – ВВОД
4 – ВЫСОТА
5 – ВЫСОТА ПРИНЯТИЯ РЕШЕНИЯ
6 – ВЕРТИКАЛЬНАЯ СКОРОСТЬ
7 – ВЫСОТА
8 – ОПАСНО
9 – ВЫСОТА ПРИНЯТИЯ РЕШЕНИЯ
10 – ВЕРТИКАЛЬНАЯ СКОРОСТЬ
11 – РУЧНОЙ
12 – УВЕЛИЧЕНИЕ
13 – ВЫТЯНУТЬ ДЕСЯТЫЕ
14 – КУРС
15 – ГОТОВ
16 – НАВ
17 – СОВМЕЩЕННОЕ УПРАВЛЕНИЕ (CWS)
18 – ЗАХОД
19 – ОТКАЗ
20 – Режим GPSS
21 – ОБР
22 – ТРИММИРОВАНИЕ
23 – ВЫСОТА
24 – ГЛИССАДА
25 – ВЕРТИКАЛЬНАЯ СКОРОСТЬ
26 – ПЯТЬДЕСЯТ ПЯТЬ X
27 – КУРС
28 – НАВ
29 – ЗАХОД
30 – ОБР
31 – ВЫСОТА
32 – ВЕРТИКАЛЬНАЯ СКОРОСТЬ
33 – УМЕНЬШЕНИЕ
34 – ВЕРТ. СКОР. X 100
35 – УВЕЛИЧЕНИЕ

Рисунок 1
Задатчик высоты/сигнализатор опасной высоты и вычислитель автопилота 55X системы S-Tec

Раздел 3 – ДЕЙСТВИЯ В АВАРИЙНЫХ СИТУАЦИЯХ

Нарушение работы автопилота

См. порядок действий при электрической настройке/отказе автопилота в Справочнике самолета SR22. Не включать повторно автопилот до тех пор, пока не будет обнаружено и устранено повреждение. Автопилот можно отключить следующим образом:

1. Нажать переключатель ОТКЛ АП/ТРИММИРОВАНИЕ на ручке управления.
2. Потянуть автомат защиты сети АВТОПИЛОТ (AUTOPILOT) на шине питания основных потребителей.

Потеря высоты, вызванная нарушением работы канала крена или тангажа автопилота и процессом устранения неисправности:

Этап полета	Угол крена	Потеря высоты
Набор высоты	40°	200 футов
Крейсерский полет	45°	300 футов
Снижение	40°	350 футов
Маневрирование	10°	60 футов
Заход на посадку	10°	80 футов

Отказ системы и предупреждающие сигнализаторы

В случае срабатывания указанных ниже сигнализаторов отказа в полете на малой высоте или во время действительного захода на посадку по приборам отключить автопилот, выполнить заход на второй круг или прерванный заход на посадку, что приемлемо. Сообщить УВД о проблеме. Не пытайтесь провести диагностирование до достижения безопасной высоты и зоны маневрирования или безопасного завершения посадки.

Сигнализация	Условие	Действие
Мигание ГОТОВ (RDY) в течение 5 с и звуковой тональный сигнал	Автопилот отключен. Все сигнализаторы, за исключением ГОТОВ (RDY), погашены.	Нет
Мигание ГОТОВ (RDY) и звуковой тональный сигнал, затем погасание	Низка скорость гироскопа координатора разворота. Автопилот отключается и не может быть повторно включен.	Проверить подачу питания в координатор разворота.
Мигание НАВ (NAV), ОБР (REV) или ЗАХОД (APR)	Отклонение от навигационного курса по стрелке на 50 % или более.	Использовать режим КУРС (HDG) до определения неисправности. Провести перекрестную проверку необработанных данных НАВ (NAV), компасного курса и работы радиосредств.
Мигание НАВ (NAV), ОБР (REV) или ЗАХОД (APR) и постоянное свечение ОТКАЗ (FAIL)	Недостоверен радионавигационный сигнал.	Проверить правильность приема сигналов радиоприемником Нав (Nav). Использовать режим КУРС (HDG) до устранения проблемы.
Мигание ВЕРТИКАЛЬНАЯ СКОРОСТЬ (VS)	Слишком большое отклонение вертикальной скорости от заданной вертикальной скорости. Обычно происходит при наборе высоты.	Ослабить командный сигнал вертикальной скорости и/или отрегулировать питание, как приемлемо.
Мигание ГЛИССАДА (GS)	Отклонение от осевой линии глиссады по стрелке на 50 % или более.	Проверить положение и подачу питания. Отрегулировать питание, как приемлемо.
Мигание ГЛИССАДА (GS) и постоянное свечение ОТКАЗ (FAIL)	Недостоверен радионавигационный сигнал о глиссаде.	Отключить автопилот и начать процедуру ухода на второй круг или прерванного захода на посадку. Сообщить УВД.
Мигание ГЛИССАДА (GS) плюс ВЫСОТА (ALT)	Отключение ручного управления глиссадой.	Вновь включить нажатием кнопки режима НАВ (NAV).

Раздел 4 – ВЫПОЛНЕНИЕ НОРМАЛЬНОГО ПОЛЕТА

См. *Раздел 7 – Описание самолета и систем*, где изложено описание автопилота и задатчика высоты и их соответствующих режимов.

Автопилот сопряжен с задатчиком высоты/сигнализатором опасной высоты и может работать с вводом или без ввода данных от задатчика высоты/сигнализатора опасной высоты. Режимы ВЫСОТА (ALT) и ВЕРТИКАЛЬНАЯ СКОРОСТЬ (VS) автопилота подключаются к выходам ВЫСОТА (ALT) и ВЕРТИКАЛЬНАЯ СКОРОСТЬ (VS) задатчика высоты/сигнализатора опасной высоты при нажатии и удерживании кнопки ВЕРТИКАЛЬНАЯ СКОРОСТЬ(VS) программного устройства/вычислителя автопилота и последующего нажатия кнопки ВЫСОТА (ALT). Выход вертикальной скорости задатчика высоты может быть независимо подключен к автопилоту путем использования режима ВЕРТИКАЛЬНАЯ СКОРОСТЬ автопилота нажатием кнопки ВЕРТИКАЛЬНАЯ СКОРОСТЬ (VS) автопилота.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Пилот должен правильно контролировать и управлять мощностью двигателя для предотвращения сваливания самолета при работе автопилота в режиме выдерживания высоты или режиме вертикальной скорости.

Примечание. Любой совмещенный режим Задатчик Высоты/Сигнализатор Опасной Высоты можно заблокировать отключением автопилота.

Предполетные проверки автопилота и задатчика высоты

1. Главный выключатель аккумулятора ..... ВКЛ (ON)
2. Приемоответчик ..... ВКЛ (ON)
3. Выключатель питания
   радиоэлектронного оборудования ..... ВКЛ (ON)

   Обратите внимание на то, что все сигнализаторы автопилота, за исключением СОВМЕЩЕННОЕ УПРАВЛЕНИЕ (CWS) и ТРИММИРОВАНИЕ (TRIM), горят. Приблизительно через 5 с все сигнализаторы гаснут. При достижении гироскопом координатора разворота рабочих оборотов сигнализатор ГОТОВ (RDY) загорится.

4. Проверки задатчика высоты

a. Высотомер ..... Установить высоту аэродрома

b. Самоконтроль – После включения питания все сигнализаторы загораются приблизительно на 5 с и затем слышится тональный звуковой сигнал. После завершения самоконтроля нажать клавишу ДАННЫЕ (DTA) и затем кнопки БАР (BAR) на задатчике высоты.

c. Повернуть ручку ввода задатчика высоты для установки БАРО (BARO) с точностью 0,1 дюйма ртутного столба.

d. Нажать кнопку ВЫСОТА (ALT) для индикации ЗАДАН ВЫСОТА (ALT SEL). При мигающем сигнализаторе ЗАДАН (SEL) повернуть ручку задатчика для ввода высоты на 300–400 футов меньше или больше приборной высоты.

e. Нажать кнопку ВЕРТИКАЛЬНАЯ СКОРОСТЬ (VS). Повернуть ручку ввода задатчика для ввода заданной вертикальной скорости набора высоты (+) или снижения (-).

f. Нажать кнопку ВЫСОТА (ALT), сигнализатор ЗАДАН ВЫСОТА (ALT SEL) загорится.

g. Включить режим КУРС (HDG) автопилота.

h. Нажать и держать нажатой кнопку ВЕРТИКАЛЬНАЯ СКОРОСТЬ (VS) и затем нажать кнопку ВЫСОТА (ALT).

Сигнализаторы автопилота ВЕРТИКАЛЬНАЯ СКОРОСТЬ (VS) и ВЫСОТА (ALT) загорятся.

i. Повернуть ручку задатчика высоты для изменения заданной высоты в соответствии с высотой аэродрома. Сигнализатор ВЕРТИКАЛЬНАЯ СКОРОСТЬ (VS) на программном устройстве автопилота должен погаснуть, когда величина ЗАДАН ВЫСОТА (ALT SEL) на задатчике высоты будет в пределах 100 футов от приборной высоты по высотомеру. Сигнализатор режима ВЫСОТА (ALT) автопилота должен продолжать гореть, указывая, что режим стабилизации высоты автопилота включен. Если не происходит включения режима ВЫСОТА (ALT) в пределах 100 футов приборной высоты, повторно отрегулировать величину БАРО (BARO) на задатчике высоты.

5. Проверки автопилота

a. Режим Курс (Heading) ..... КОНТРОЛЬ (TEST)

1.) Сцентрировать стрелку КУРС (HDG) под курсовой линией на плановом навигационном приборе (HSI).

2.) Кратковременно нажать кнопку КУРС (HDG) на Задатчике Режимов (Mode Selector) автопилота. Обратить внимание на то, что сигнализатор КУРС (HDG) горит.

3.) Затем повернуть ручку КУРС (HDG) на плановом навигационном приборе (HSI) влево, затем вправо. Обратить внимание на то, что ручки управления отрабатывают перемещение ручки. Затем вернуть стрелку КУРС (HDG) на курсовую линию.

b. Вертикальная скорость ..... КОНТРОЛЬ (TEST)

1.) Нажать кнопку ВЕРТИКАЛЬНАЯ СКОРОСТЬ (VS) на программном устройстве/вычислителе автопилота. Обратить внимание на то, что сигнализатор ВЕРТИКАЛЬНАЯ СКОРОСТЬ (VS) высвечивает VS+0.

2.) Повернуть ручку управления ВЕРТИКАЛЬНАЯ СКОРОСТЬ (VS) на 500 фут/мин вверх (+5). После небольшой задержки ручка управления будет перемещаться назад.

3.) Повернуть ручку управления ВЕРТИКАЛЬНАЯ СКОРОСТЬ на 500 фут/мин вниз (-5). После небольшой задержки ручка управления будет перемещаться вперед.

c. Выдерживание высоты ..... КОНТРОЛЬ (TEST)

1.) Нажать кнопку ВЫСОТА (ALT) на программном устройстве/вычислителе автопилота. Обратите внимание на то, что сигнализатор ВЫСОТА (ALT) загорается, сигнализатор ВЕРТИКАЛЬНАЯ СКОРОСТЬ (VS) гаснет и ручка управления не перемещается.

d. Проверка пересиливания автопилота

1.) С помощью ручки управления отклонить левый элерон, правый элерон, руль высоты на кабрирование и пикирование для пересиливания автопилота. Отклонение ручки управления в каждом направлении для пересиливания автопилота должно производиться плавно, бесшумно и без рывков.

e. Проверка радиооборудования

1.) Включить радиоприемник НАВ1 (NAV1) с достоверным сигналом НАВ (NAV) и выбрать VLOC для индикации на плановый навигационный прибор (HSI).

2.) С помощью программного устройства/вычислителя автопилота включить режим НАВ (NAV) и переместить задатчик пеленга на всенаправленный радиомаяк так, чтобы стрелка отклонения от маяка VOR перемещалась влево или вправо. Обратить внимание на то, ручки управления отрабатывают направление перемещения стрелки.

f. Проверки отключения автопилота

1.) Нажать переключатель ОТКЛ АП/ТРИММИРОВАНИЕ (A/P DISC/TRIM) (на ручке управления) пилота. Обратить внимание на то, что автопилот отключается. Переместить ручку управления, чтобы убедиться, что органы управления по тангажу и крену перемещаются свободно, без ограничения или заедания.

2.) Повторить приведенный выше пункт пользуясь переключателем ОТКЛ АП/ТРИММИРОВАНИЕ (A/P DISC/TRIM) второго пилота.

Порядок действий экипажа в полете

1. Сигнализатор ГОТОВ (RDY) автопилота..... ПРОВЕРКА ВКЛ (CHECK ON)

2. Отбалансировать самолет в соответствии с существующими условиями полета.

3. Включить желаемый режим нажатием ручки переключения режимов на программном устройстве/вычислителе автопилота.

Режим Курс (Heading)

1. Начать с выбора курса в пределах 10° текущего курса самолета на плановом навигационном приборе (HSI).
2. Нажать кнопку КУРС (HDG) на программном устройстве/вычислителе автопилота. Загорится сигнализатор КУРС (HDG), и самолет развернется на заданный курс.
3. С помощью стрелки КУРС (HDG) на плановом навигационном приборе (HSI) изменить курс по желанию.

Режим стабилизации высоты автопилота

1. При ручном управлении вывести самолет на заданную высоту и выровнять его.

   Примечание. Для обеспечения более плавного перехода на режим стабилизации высоты скорость набора высоты или снижения должна быть менее 100 фут/мин при выборе режима стабилизации высоты.

2. Для включения режима управления по крену нажать КУРС (HDG) или НАВ (NAV). Загорится соответствующий сигнализатор.

   Примечание. Режим управления по крену необходимо включать до включения режима управления по тангажу.

3. Нажать кнопку ВЫСОТА (ALT) на программном устройстве/вычислителе автопилота. Включится сигнализатор ВЫСОТА (ALT), указывая, что режим включен и автопилот будет выдерживать текущую высоту.

   Примечание. Увод самолета с заданной высоты при ручном режиме пилотирования не вызовет отключения режима стабилизации высоты, и автопилот подаст командный сигнал на изменение угла тангажа для возврата на данную высоту после снятия командного сигнала.

4. Переход с одной высоты на другую можно согласовать поворотом ручки ВЕРТИКАЛЬНАЯ СКОРОСТЬ (VS) на программном устройстве/ вычислителе. Поворот ручки по часовой стрелке увеличит, а поворот против часовой стрелки уменьшит высоту на 20 футов за каждый «щелчок». Максимальная величина регулировки составляет ±360 футов. Регулировку более чем на 360 футов можно выполнить путем выбора режима ВЕРТИКАЛЬНАЯ СКОРОСТЬ (VS) и вывода самолета на новую высоту и последующего повторного включения режима ВЫСОТА (ALT).

Режим вертикальной скорости автопилота

1. Начать с ручной установки заданной вертикальной скорости.
2. Нажать КУРС (HDG) или НАВ (NAV) для включения режима управления по крену. Загорится соответствующий сигнализатор.

   Примечание. Режим управления по крену должен быть включен до режима управления по тангажу.

3. Нажать кнопку ВЕРТИКАЛЬНАЯ СКОРОСТЬ (VS) на программном устройстве /вычислителе автопилота для включения режима Вертикальная Скорость. После включения режима автопилот настроится на режим вертикальной скорости и будет ее выдерживать с момента включения режима.

   Примечание. Индикация вертикальной скорости производится через каждые 100 футов в правой дальней части окна программного устройства/вычислителя рядом с сигнализатором ВЕРТИКАЛЬНАЯ СКОРОСТЬ (VS). Положительное значение (+) означает набор высоты, а отрицательное значение или минус (-) означает снижение.

4. Вертикальную скорость можно отрегулировать поворотом ручки ВЕРТИКАЛЬНАЯ СКОРОСТЬ (VS) на программном устройстве/вычислителе. Поворот ручки по часовой стрелке увеличивает, а против часовой стрелки – уменьшает скорость набора высоты (или снижения) на каждые 100 фут/мин за каждый «щелчок». Максимальная величина регулировки составляет ±1600 фут/мин.

Примечание. Мигание сигнализатора режима ВЕРТИКАЛЬНАЯ СКОРОСТЬ (VS) означает большое расхождение между действительной вертикальной скоростью и заданной вертикальной скоростью (обычно при наборе высоты). Для устранения расхождения пилоту необходимо отрегулировать мощность двигателя или снизить командную вертикальную скорость в зависимости от того, что приемлемо.

Задание высоты

Задатчик высоты может использоваться для установки высоты и вертикальной скорости для выхода на глиссаду и захвата глиссады. Данная высота может быть выше или ниже текущей высоты, а заданная вертикальная скорость должна соответствовать (при наборе высоты или снижении) данной высоте. После выбора высота и вертикальная скорость могут быть введены в автопилот нажатием и удерживанием кнопки ВЕРТИКАЛЬНАЯ СКОРОСТЬ (VS) и последующим нажатием кнопки ВЫСОТА (ALT).

1. Нажать кнопку ДАННЫЕ (DTA) задатчика высоты для входа в режим ввода данных ВВОД (ENT).
2. Нажать кнопку БАРО (BARO) задатчика высоты и отрегулировать установку баро, как необходимо.
3. Нажать кнопку ВЫСОТА (ALT) для входа в режим выбора высоты. Загорится сигнализатор ЗАДАН (SEL). С помощью кнопки задатчика высоты введите заданную высоту в тысячах футов; например, 5500 футов вводится как 5,5, а 10500 – как 10,5.
4. Повторно нажать кнопку ДАННЫЕ (DTA) для принятия ввода высоты; сигнализатор ВВОД (ENT) погаснет, а сигнализатор ЗАДАН (SEL) перестанет мигать и начнет светиться постоянно, указывая, что система находится в режиме «работа».

Примечание. Когда система находится в режиме «работа», нажатие кнопки ВЫСОТА (ALT) вызовет погасание сигнализатора ЗАДАН (SEL) и индикацию откорректированной кодированной высоты с поправкой на барометрическое давление. Повторное нажатие кнопки ВЫСОТА (ALT) приведет к возврату индикации заданной высоты и повторному загоранию сигнализатора ЗАДАН (SEL).

5. Нажимая кнопку ВЕРТИКАЛЬНАЯ СКОРОСТЬ (VS) задатчика высоты и пользуясь ручкой задатчика высоты, ввести желаемую вертикальную скорость через каждые 100 фут/мин. Повернуть ручку по часовой стрелке для увеличения вертикальной скорости и против часовой стрелки – для уменьшения вертикальной скорости. Положительная (+) вертикальная скорость означает набор высоты, а отрицательная (-) вертикальная скорость означает снижение. Можно задавать любую вертикальную скорость от ±1 (100 фут/мин) до ±16 (1600 фут/мин).

   Примечание. Если в соответствии с заданной высотой требуется вертикальная скорость с противоположным знаком, чем заданная, система автоматически выберет правильный знак (+) для набора высоты, (-) для снижения и вертикальную скорость 500 фут/мин.

6. После взлета нажать кнопку ВЕРТИКАЛЬНАЯ СКОРОСТЬ (VS) и затем нажать и держать нажатой кнопку ВЫСОТА (ALT) для включения режима ВЕРТИКАЛЬНАЯ СКОРОСТЬ (VS) автопилота и привести в готовность режим стабилизации высоты для приведения к заданной высоте и ее выдерживании. Если кнопка ОПАСНО (ALR) нажата, система включит сигналы опасности на высоте 1000 футов и 300 футов от заданной высоты. По мере приближения самолета к заданной высоте система автоматически уменьшает командный сигнал вертикальной скорости через 100 фут/мин для обеспечения вертикальной скорости 300 фут/мин при приведении к заданной высоте. Система плавно переключится на заданную высоту и будет ее выдерживать.

Выбор БАРО (BARO)

После начального запуска сразу же после самоконтроля задатчик высоты входит в режим БАРО (BARO) в случае получения достоверного сигнала о высоте. В данный момент можно легко ввести заданную величину. В другое время для регулировки значения БАРО (BARO) необходимо задать режимы ввода ДАННЫЕ (DTA) и БАРО (BARO). После начального запуска значение БАРО (BARO) можно изменить в любой момент по следующей процедуре:

1. Нажать кнопку ДАННЫЕ (DTA) на задатчике высоты для активации режима ввода данных. Загорится сигнализатор ВВОД (ENT).

2. Нажать кнопку БАР (BAR) для индикации величины БАРО (BARO). Повторные нажатия кнопки БАР (BAR) вызовут попеременную индикацию миллибар и дюймов ртутного столба.

   Примечание. Величину БАРО (BARO) также можно вывести на экран нажатием кнопки ВЫСОТА (ALT) в режиме «работа» (т.е. сигнализатор ЗАДАН (SEL) горит).

3. Повернуть ручку задатчика (по часовой стрелке для увеличения показания или против часовой стрелки для уменьшения показания). Для миллибар индицируются только три цифры: величина 952,8 мбар будет представлена как 952, а величина 1003,8 мбар будет представлена как 003. Для дюймов ртутного столба 1/100 не может быть задана или выведена на экран: например, величина 29,92 дюйма ртутного столба вводится и индицируется как 29,9.

4. Повторно нажать ДАННЫЕ (DTA) для приема введенной величины.

Установить высоту принятия решения (DH)

1. Нажать кнопку ДАННЫЕ (DTA) для ввода режима ввода данных (ENT).

2. Нажать кнопку ВЫСОТА ПРИНЯТИЯ РЕШЕНИЯ (DH) для ввода высоты принятия решения при индикации на экране 0,0. С помощью ручки задатчика высоты установить заданную высоту принятия решения с точностью до 100 футов выше заданной высоты принятия решения. Например, для высоты принятия решения 1160 футов установить 1200 футов.

3. Повторно нажать кнопку ДАННЫЕ (DTA) высоты для ввода заданной высоты принятия решения. На экране будет отображаться заданная высота принятия решения в течение около 5 с и затем произойдет переключение на режим ВЫСОТА (ALT) с индикацией заданной высоты. Сигнализатор ВЫСОТА ПРИНЯТИЯ РЕШЕНИЯ (DH) будет продолжать гореть, указывая, что высота принятия решения установлена. При приближении самолета

к высоте приблизительно на 50 футов более высоты принятия решения включится звуковой сигнализатор и начнет мигать сигнализатор высоты принятия решения. При пролете самолетом высоты около 50 футов за пределами высоты принятия решения включится звуковой сигнал и снова начнет мигать сигнализатор.

Примечание. Повторное нажатие кнопки высоты принятия решения заблокирует функцию высоты принятия решения, что приведет к погасанию сигнализатора высоты принятия решения. Повторная активация кнопки высоты принятия решения приведет к попеременной активации и деактивации режима высоты принятия решения.

Установить сигнализацию опасной высоты (ALR)

1. Нажать кнопку ОПАСНО (ALR) на задатчике высоты для приведения в готовность режима сигнализации опасной высоты. Включится сигнализатор ОПАСНО (ALR). После достижения высоты в пределах 1000 футов от заданной в режиме ЗАДАН ВЫСОТА (ALT SEL) сработает звонковый сигнализатор опасной высоты, который будет слышен в громкоговорителе в кабине и наушниках, и начнет мигать сигнализатор ОПАСНО (ALR). При приближении самолета к высоте в пределах 300 футов от заданной вновь включится звонковый сигнализатор, и снова начнет мигать сигнализатор ОПАСНО (ALR). При отклонении высоты полета самолета на ±300 футов от заданной высоты сработает звонковый сигнализатор и начнет мигать сигнализатор ОПАСНО (ALR) для предупреждения о данном условии.

2. Для отключения режима ОПАСНО (ALR) снова нажать кнопку ОПАСНО (ALR) на задатчике высоты. Сигнализатор ОПАСНО (ALR) погаснет.

Слежение по сигналам системы GPS и заход на посадку по сигналам системы GPS

1. Начать с выбора достоверного сигнала GPS на приемнике НАВ (NAV).

2. Задать желаемый курс следования на плановом навигационном приборе (HSI) и установить расчетный курс пересечения.

3. Нажать два раза кнопку НАВ (NAV) на программном устройстве/вычислителе автопилота. Загорятся сигнализаторы режима НАВ (NAV) и GPSS.

Примечание. При полном отклонении стрелки курса следования автопилот выведет самолет на курс для пересечения с заданным курсом следования под углом 45°. По мере приближения самолета к курсу следования автопилот плавно уменьшит угол пересечения. Пилот может выбрать угол пересечения менее, чем стандартный 45°, путем установки расчетного курса пересечения с помощью стрелки КУРС (HDG) на плановом навигационном приборе (HSI), нажатием и удерживанием КУРС (HDG) и последующим однократным нажатием кнопки НАВ (NAV) для пересечения с курсом следования в режиме НАВ (NAV) или двукратным нажатием для пересечения курса следования в режиме GPSS на программном устройстве/вычислителе автопилота. Когда начнется разворот для выхода на курс следования режим КУРС (HDG) отключится и сигнализатор погаснет.

При выполнении последовательности действий по выходу на курс следования автопилот работает при максимальном передаточном отношении и чувствительности (90% от стандартной угловой скорости разворота). После выхода на заданный курс следования стрелка отклонения от курса следования устанавливается в среднее положение и начинается программа следования по курсу. Система будет продолжать работать с максимальной чувствительностью в течение приблизительно 15 с, в течение которых будет установлен угол поправки на ветер. Затем максимальная угловая скорость разворота уменьшается до 45% от стандартной. Приблизительно через 60 с максимальная угловая скорость разворота уменьшается до 15% от стандартной.

4. Для обеспечения повышенного уровня чувствительности при заходе на посадку по системе GPS или при желании отслеживать маршрут нажать кнопку ЗАХОД (APR) на программном устройстве/вычислителе автопилота. Загорятся сигнализаторы НАВ (NAV), GPSS и ЗАХОД (APR). Для выполнения стандартного разворота пользоваться кнопкой КУРС (HDG). Для завершения захода на посадку снова включить режим GPSS.

Слежение по сигналам маяка VOR и заход на посадку по сигналам радиомаяков VOR-LOC

1. Начать с выбора достоверного сигнала VOR или VOR-LOC на приемнике НАВ (NAV).

2. Задать желаемый курс следования на плановом навигационном приборе (HIS) и установить расчетный курс пересечения.

3. Нажать кнопку НАВ (NAV) на программном устройстве/вычислителе автопилота. Загорится сигнализатор режима НАВ (NAV). Пересечение с курсом следования и слежение за курсом будет выполняться, как описано выше в разделе Слежение по сигналам системы GPS и Заход на посадку по сигналам системы GPS.

4. Для пролета над радионавигационным средством установить стрелку КУРС (HDG) в пределах 5° от заданного курса следования.

   Примечание. Если стрелка КУРС (HDG) находится в пределах 5° от центра и отклонение от курса следования составляет менее 10 %, автопилот сразу же установит наименьший уровень чувствительности и ограничит угловую скорость разворота до максимум 15 % от стандартной угловой скорости разворота.

5. Для обеспечения повышенного уровня чувствительности при заходе на посадку или при желании отслеживать маршрут нажать кнопку ЗАХОД (APR) на программном устройстве/вычислителе автопилота. Загорятся сигнализаторы НАВ (NAV) и ЗАХОД (APR).

Пересечение глиссады и слежение за глиссадой

1. Начать с выбора достоверного сигнала ILS на приемнике НАВ (NAV).

2. Выбрать НАВ (NAV) и ЗАХОД (APR) автопилота. Самолет должен находиться от осевой линии курсового радиомаяка в пределах 50 % отклонения стрелки.

3. Выбрать режим ВЫСОТА (ALT). Во время подхода к точке пересечения самолет должен быть на 60 % или более ниже осевой линии глиссады. При наличии вышеуказанных условий в течение 10 с произойдет подготовка режима ГЛИССАДА (GS), сигнализатор ГЛИССАДА (GS) загорится и сигнализатор ВЫСОТА (ALT) будет продолжать гореть. Когда произойдет пересечение глиссады, сигнализатор ВЫСОТА (ALT) погаснет и система будет отслеживать глиссаду.

Примечание. Если в результате управления подходом к точке входа в глиссаду самолет оказывается слишком близко к точке пересечения (обычно дальний маркерный радиомаяк), режим готовности глиссады можно установить вручную однократным нажатием кнопки ВЫСОТА (ALT). Как только захват произойдет, сигнализатор ГЛИССАДА (GS) загорится, а сигнализатор ВЫСОТА (ALT) погаснет.

Раздел 5 – ЛЕТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Установка автопилота 55X системы S-Tec не вызывает изменений летных характеристик самолета.

Раздел 6 – ЗАГРУЗКА И ЦЕНТРОВКА

Установка автопилота 55X системы S-Tec не вызывает изменения загрузки и центровки самолета.

Раздел 7 – ОПИСАНИЕ САМОЛЕТА И СИСТЕМ

Автопилот

Самолет оборудован автоматической двухканальной системой управления полетом 55X (автопилотом) системы S-Tec. Программное устройство/вычислитель автопилота установлены на стойке радиооборудования на центральном пульте.

В канале крена автопилота в корпусе координатора разворота установлен наклонный гироскоп, служащий в качестве основного датчика угловой скорости разворота и крена. Помимо координатора разворота, вычислитель канала крена получает сигналы от планового навигационного прибора (HSI) и навигационного приемника № 1 НАВ/GPS. Вычислитель канала крена производит расчеты команд управления по крену для выполнения разворотов, перехватов радиосигналов и слежения. Управление каналом крена осуществляется с помощью команд управления автопилота, подаваемых на электромотор триммера элерона и пружинный блок.

Вычислитель канала тангажа получает данные о высоте от датчика давления устройства кодирования информации о высоте, встроенного в статическую систему, акселерометра, а информацию о глиссаде – от планового навигационного прибора (HSI) и навигационного приемника № 1 НАВ (NAV). Управление каналом тангажа для выдерживания высоты, выдерживания вертикальной скорости и слежения за глиссадой осуществляется с помощью командных сигналов вычислителя канала тангажа, подаваемых на сервопривод канала тангажа автопилота.

Задатчик высоты обеспечивает возможность предварительной установки высоты и вертикальной скорости для автопилота. Предварительно запрограммированные высота и вертикальная скорость могут быть введены в задатчик высоты/сигнализатор опасной высоты и затем сопряжены с автопилотом. После этого автопилот будет отслеживать заданную вертикальную скорость до момента достижения указанной заданной высоты. Затем задатчик высоты подаст сигнал на автопилот для выдерживания заданной высоты. Задатчик высоты/сигнализатор опасной высоты получает нескорректированные данные о высоте из того же шифратора высоты, который используется приемоответчиком. Помимо выполнения функций предварительной установки, задатчик высоты обеспечивает сигнализацию опасной высоты, установку высоты принятия решения и отсчет высоты.

Напряжение питания постоянного тока 28 В подается на автопилот и задатчик высоты/сигнализатор опасной высоты через 5 А автомат защиты сети АВТОПИЛОТ (AUTOPILOT), расположенный на шине питания основных потребителей.

Выбор всех режимов работы автопилота осуществляется с помощью кнопок выбора режимов и ручки ВЕРТИКАЛЬНАЯ СКОРОСТЬ (VS) на программном устройстве/вычислителе автопилота на центральном пульте. Индикация режимов выполняется сигнализаторами, высвечиваемыми в индикаторном окне программного устройства/вычислителя автопилота. Программное устройство/вычислитель *показаны на рис. 1*.

Сигнализатор ГОТОВ (RDY) (Ready) загорается, когда автопилот готов к включению. При включенном главном выключателе аккумулятора самолета и при правильной скорости скоростного гироскопа включается сигнализатор ГОТОВ (RDY), показывая готовность автопилота к выполнению функциональной проверки и работе. Автопилот не может быть включен, если не горит сигнализатор ГОТОВ (RDY).

Режим КУРС (HDG) (Heading) – При выборе режима КУРС (HDG) автопилот включит режим КУРС (HDG), выведет самолет на курс и выдержит курс, установленный на плановом навигационном приборе (HSI). Последующие изменения курса выполнятся с помощью ручки КУРС (HDG) на плановом навигационном приборе (HSI). Для наиболее плавного перехода в режим КУРС (HDG) рекомендуется до включения режима КУРС (HDG) выровнять самолет в пределах 10° от заданного курса. Режим КУРС (HDG) также используется в сочетании с режимом НАВ (NAV) для установки устанавливаемого пилотом угла выхода на курс следования.

Пилотирование по сигналам системы GPS (режим GPSS) – Двукратное нажатие НАВ (NAV) переключит автопилот на пилотирование в режиме GPSS для обеспечения более плавных слежения и переходов. При выбранном режиме GPSS автопилот может переключаться между режимами работы КУРС (Heading) и GPSS. В режиме КУРС на преобразователь поступает сигнал ошибки курса от стрелки курса на плановом навигационном приборе (HSI). GPSS преобразует данную информацию и передает данные об ошибке курса непосредственно в автопилот.

В режиме GPSS преобразователь получает цифровые сигналы о путевой скорости и угле крена, которые вычисляются и преобразуются в командную угловую скорость разворота. Затем угловая ско-

рость разворота сопоставляется и преобразуется в сигнал постоянного тока ошибки курса, совместимый с автопилотом. В результате, автопилот может быть подключен непосредственно к командам управления углом крена, вырабатываемым блоком навигации системы GPS, что исключает необходимость выполнения пилотом дальнейших регулировок положения стрелки курса следования на плановом навигационном приборе (HSI).

ОБР (REV) (обратный курс следования) – При выборе режима ОБР (REV) автопилот автоматически перейдет на управление передаточным числом с высокой точностью для захода на посадку, при котором требуется отслеживание прямого курса следования от станции или отслеживание курса следования на станцию.

ЗАХОД (APR) (Заход) – При выборе режима ЗАХОД (APR) автопилот переходит на повышенный уровень точности для заходов на посадку по сигналам VOR или GPS. Режим ЗАХОД (APR) может также использоваться для обеспечения повышенной точности отслеживания курса на маршруте.

ГЛИССАДА (GS) (Глиссада) – Режим ГЛИССАДА (GS) автопилота сводится к захвату глиссады и слежению за глиссадой при посадке по приборам (ILS). Для приведения режима ГЛИССАДА (GS) в состояние готовности необходимо выполнить следующие условия: (1) навигационный приемник НАВ (NAV) необходимо настроить на соответствующую частоту ILS, (2) сигнал глиссады должен быть достоверным – бленкер не виден, (3) автопилот должен быть в режимах НАВ/ЗАХОД/ВЫСОТА (NAV/APR/ALT) и (4) самолет должен быть на 60 % или более ниже осевой линии глиссады при подходе к точке пересечения глиссады и в пределах 50 % отклонения стрелки от осевой линии луча курсового радиомаяка в точке пересечения – обычно дальний маркерный радиомаяк. При наличии указанных условий в течение 10 с загорится сигнализатор ГЛИССАДА (GS), указывая на готовность режима ГЛИССАДА (GS). (Сигнализатор ВЫСОТА (ALT) будет продолжать гореть). При выходе на глиссаду и ее захвате сигнализатор ВЫСОТА (ALT) погаснет.

Режим ВЫСОТА (ALT) (стабилизация высоты) – При выборе режима ВЫСОТА (ALT) автопилот начнет выдерживать высоту в момент выбора данного режима. Режим стабилизации высоты не включится при невключенном режиме управления по крену. Поправку к высоте на изменения барометрического давления на маршруте можно ввести, поворачивая ручку ВЕРТИКАЛЬНАЯ СКОРОСТЬ (VS) на программном устройстве/вычислителе автопилота. Поворот ручки по часовой стрелке будет увеличивать, а поворот ручки против часовой стрелки будет уменьшать высоту на 20 футов за каждый «щелчок». Максимальная величина регулировки составляет ±360 футов. Регулировку на большую, чем 360 футов, величину можно выполнять выбором режима ВЕРТИКАЛЬНАЯ СКОРОСТЬ (VS) и выводом самолета на новую высоту и последующим повторным включением режима ВЫСОТА (ALT).

Режим ВЕРТИКАЛЬНАЯ СКОРОСТЬ (VS) (вертикальная скорость) – При выбранном режиме ВЕРТИКАЛЬНАЯ СКОРОСТЬ (VS) автопилот настроится на данную вертикальную скорость и будет ее выдерживать с момента выбора данного режима. Режим стабилизации высоты не включится, если не включен режим управления по крену автопилота. Индикация вертикальной скорости через каждые 100 футов производится в правом дальнем углу окна программного устройства/вычислителя, расположенного рядом с сигнализатором ВЕРТИКАЛЬНАЯ СКОРОСТЬ. Положительное значение (+) означает набор высоты, а отрицательное значение или (-) означает снижение. Вертикальную скорость можно отрегулировать поворотом ручки ВЕРТИКАЛЬНАЯ СКОРОСТЬ (VS) на программном устройстве/вычислителе. Поворот ручки по часовой стрелке увеличивает, а поворот ручки против часовой стрелки уменьшает скорость набора высоты (или снижения) на каждые 100 фут/мин за каждый «щелчок». Максимальная величина регулировки составляет ±1600 фут/мин.

Задатчик высоты/Сигнализатор опасной высоты

Применение задатчика высоты/сигнализатора опасной высоты позволяет автопилоту выполнять функцию предварительной ее установки, функцию программирования вертикальной скорости, а также сигнализацию опасной высоты, сигнализацию опасной высоты принятия решения и индикацию высоты, скорректированной по баро-

метрическому давлению. Задатчик высоты считывает и дешифрует информацию о высоте, получаемую от того же устройства кодирования информации о высоте, который передает информацию о высоте в приемоответчик. Декодированная высота корректируется по барометрическому давлению и затем сравнивается с заданным значением высоты. Если декодированная и скорректированная по барометрическому давлению высота соответствует заданной высоте, задатчик высоты подает сигнал в автопилот на включение режима стабилизации высоты. Выполнение функции задания высоты (ЗАДАН ВЫСОТА) (ALT SEL) возможно только при работе приемоответчика и шифратора и выборе режимов ВЫСОТА (ALT) и ВЕРТИКАЛЬНАЯ СКОРОСТЬ (VS).

Задатчик высоты также обеспечивает подачу сигнала о вертикальной скорости, который пропорционален амплитуде и направлению заданной или вычисленной вертикальной скорости, на вычислитель канала тангажа автопилота. Данный сигнал не используется автопилотом до тех пор, пока не будет включен режим ВЕРТИКАЛЬНАЯ СКОРОСТЬ (VS) автопилота. После включения режима вертикальной скорости автопилот сравнивает сигнал заданной вертикальной скорости с существующей вертикальной скоростью, полученной от датчика высоты автопилота, и выполняет маневр самолета для достижения заданной вертикальной скорости. Часть задатчика высоты/сигнализатора опасной высоты, выполняющая функцию выбора вертикальной скорости, индицирует заданную вертикальную скорость (включен сигнализатор вертикальной скорости) и указывает, что режим вертикальной скорости автопилота включен.

Задатчик высоты/сигнализатор опасной высоты обеспечивает выбор высоты принятия решения и выбор сигнализации опасной высоты. Выбор всех функций задатчика производится с помощью задатчика высоты/сигнализатора опасной высоты. Эти функции следующие:

ДАННЫЕ (DTA) (DATA) – Кнопка ввода данных используется для выбора режима ввода данных. При первом нажатии кнопки ДАННЫЕ (DTA) задатчик включится в режим ввода данных, сигнализатор ВВОД (ENT) загорится и сигнализатор ЗАДАН (SEL) начнет мигать, указывая на готовность системы принять введенную высоту. Для изменения БАРО (BARO) коррекции, высоты принятия решения (DH)

или вертикальной скорости (VS) нажать соответствующую кнопку на задатчике и повернуть ручку ввода справа от индикатора по часовой стрелке для увеличения индицируемых величин и против часовой стрелки – для уменьшения индицируемых величин. Вытянуть ручку и повернуть ее, как необходимо, для изменения десятичных значений.

Когда система находится в режиме ВВОД (ENT), она не сопряжена с автопилотом. В данном режиме автопилот будет стабилизировать последнюю заданную вертикальную скорость.

Примечание. Для изменения вертикальной скорости нет необходимости включать режим ДАННЫЕ (DTA), если режим вертикальная скорость подключен к автопилоту. В данном случае изменить вертикальную скорость можно поворотом ручки ввода, как это необходимо, для получения новой вертикальной скорости.

При включенном данном режиме повторное нажатие кнопки ДАННЫЕ (DTA) переключит систему в режим «работа». Повторное нажатие кнопки ДАННЫЕ (DTA) обеспечит переключение системы между режимами ВВОД (ENT) и «работа».

БАР (БАРО) (BAR) (BARO) – В данном режиме можно изменить установку баро, выполненную задатчиком высоты. При начальном включении задатчика высоты/сигнализатора опасной высоты индикация режима БАРО (BARO) происходит автоматически после завершения самоконтроля. В другое время необходимо включить режим ввода данных нажатием кнопки ДАННЫЕ (DTA) и последующим вводом новой барокорректировки. Повторное нажатие кнопки ДАННЫЕ (DTA) вернет систему в режим «работа».

ВЫСОТА (ALT) (altitude) – Кнопка ВЫСОТА (ALT) выполняет две функции: задание высоты и отсчет высоты.

Задание высоты – При нажатии кнопки ВЫСОТА (ALT) с системой, установленной в режим Ввод Данных (ДАННЫЕ), загорится сигнализатор ЗАДАН (SEL) и новую высоту можно задать поворотом кнопки ввода по часовой стрелке для увеличения высоты и против часовой стрелки – для уменьшения высоты в тысячах футов. Потянуть ручку для ввода высоты в сотнях футов. Например: 5500 футов вводится как 5,5.

Повторное нажатие кнопки ДАННЫЕ (DTA) вернет систему в режим «работа», и сигнализатор ЗАДАН (SEL) перестанет мигать, а сигнализатор ВЫСОТА (ALT) будет продолжать гореть. При подаче заданной высоты в автопилот нажатием и удерживанием кнопки ВЕРТИКАЛЬНАЯ СКОРОСТЬ (VS) и последующим нажатием кнопки ВЫСОТА (ALT) самолет будет лететь с заданной вертикальной скоростью, пока не будет достигнута заданная высота. В этот момент задатчик высоты подаст команду в автопилот на включение режима стабилизации высоты.

Отсчет – При нажатии кнопки ВЫСОТА (ALT) в режиме «работа» сигнализатор ЗАДАН (SEL) погаснет и на индикаторе высветится кодированная высота, скорректированная по барометрическому давлению. При повторных нажатиях кнопки ВЫСОТА (ALT) попеременно будут высвечиваться кодированная высота, скорректированная по барометрическому давлению, и предварительно заданная высота.

ОПАСНО (ALR) (режим сигнализации опасной высоты) – Кнопка ОПАСНО (ALR) включает систему сигнализации опасной высоты вместе с режимом ЗАДАН ВЫСОТА (ALT SEL). При нажатии выключателя ОПАСНО (ALR) загорается сигнализатор ОПАСНО (ALR), указывающий на готовность режима сигнализации опасной высоты. После достижения самолетом высоты в пределах 1000 футов от высоты, заданной в режиме ЗАДАН ВЫСОТА (ALT SEL), сработает звонковый сигнализатор, который будет слышен в громкоговорителе в кабине и в наушниках, и начнет мигать сигнализатор ОПАСНО (ALR). Звонковый сигнализатор включится и сигнализатор ОПАСНО (ALR) снова начнет мигать, когда самолет будет приближаться к заданной высоте в пределах 300 футов. При отклонении высоты полета самолета от заданной высоты на ±300 футов сработает звонковая сигнализация и загорится сигнализатор ОПАСНО (ALR) для сигнализации данного условия. Функцию ОПАСНО можно попеременно активировать и деактивировать повторным нажатием кнопки ОПАСНО (ALR).

Высота принятия решения (DH) – Кнопка высоты принятия решения (DH) обеспечивает ввод и готовность режима сигнализации опасной высоты при установленной высоте принятия решения. Для

установки высоты принятия решения сначала включить режим Ввод (ENT) Данных (DTA), нажать кнопку высоты принятия решения и повернуть ручку задатчика для ввода заданной высоты принятия решения с точностью до 100 футов от указанной высоты принятия решения. Например, установить 1,2 (1200 футов) для высоты принятия решения 1160 футов. После установки заданной высоты принятия решения снова нажать кнопку ДАННЫЕ (DTA) для принятия введенной высоты принятия решения. Индикатор будет высвечивать заданную высоту принятия решения в течение приблизительно 5 с и затем вернется в режим Высота (Alt) на время до достижения заданной высоты принятия решения при снижении. Сигнализатор высоты принятия решения будет продолжать гореть, что означает, что высота принятия решения установлена. При приближении самолета к высоте приблизительно в пределах 50 футов от высоты принятия решения сработает звуковая сигнализация и начнет мигать сигнализатор высоты принятия решения. При пролете самолетом высоты приблизительно в пределах 50 футов от высоты принятия решения сработает звуковой сигнализатор опасной высоты и световой сигнализатор снова начнет мигать. Повторное нажатие кнопки высоты принятия решения деактивирует функцию, в результате чего сигнализатор высоты принятия решения погаснет. Повторная активация кнопки высоты принятия решения попеременно активирует и деактивирует режим высоты принятия решения .

Вертикальная Скорость (VS) – При начальном включении после самоконтроля нажатием кнопки на задатчике высоты/сигнализаторе опасной высоты включается режим задатчика вертикальной скорости. Начальная вертикальная скорость будет установлена на +2, что означает набор высоты со скоростью 200 футов в мин. Поворот ручки ввода задатчика будет изменять заданную вертикальную скорость через каждые 100 футов в мин. Для увеличения вертикальной скорости повернуть ручку по часовой стрелке, для уменьшения вертикальной скорости – против часовой стрелки. Максимальная вертикальная скорость составляет ±1600 фут/мин (±16). Нулевая вертикальная скорость не может быть задана.

Индикация вертикальной скорости – единственная функция задатчика высоты/сигнализатора опасной высоты, возможная в режиме «работа».

Поэтому изменять вертикальную скорость можно поворотом ручки ввода задатчика. Вертикальные скорости также можно вводить в режиме Ввод (ENT) Данных (DTA) нажатием кнопки ВЕРТИКАЛЬНАЯ СКОРОСТЬ (VS) и с помощью ручки ввода задатчика для ввода новой вертикальной скорости. Для принятия новой вертикальной скорости и ввода режима «работа» необходимо нажать кнопку ДАННЫЕ (DTA).

Режим VS задатчика высоты/ сигнализатора опасной высоты можно отключить нажатием кнопки РУЧНОЙ (MAN) (на задатчике высоты/сигнализаторе опасной высоты.

РУЧНОЙ (MAN) (Manual) – Выбор вертикальной скорости можно полностью отключить от системы автопилота нажатием кнопки РУЧНОЙ (MAN) на задатчике высоты/сигнализаторе опасной высоты.

Оперативный справочник пилота и утвержденное FAA Руководство по летной эксплуатации самолета

Дополнение 4

ГРОЗООТМЕТЧИК WX500 ПРОИЗВОДСТВА L-3 AVIONICS SYSTEMS

После установки грозоотметчика WX500 производства L-3 Avionics Systems на самолет SR22 фирмы Cirrus Design настоящее Дополнение вступает в силу, и оно должно быть включено в Раздел Дополнений (Разд. 9) Оперативного справочника пилота (POH) самолета SR22 фирмы Cirrus Design. Данный документ должен постоянно находиться на борту самолета. Содержащаяся в данном Дополнении информация дополняет, аннулирует или исключает информацию, содержащуюся в Основном оперативном справочнике пилота самолета SR22.

Примечание. Изменение, внесенное в Дополнение к Оперативному справочнику пилота под обозначением Изменение 1 и датированное 18.07.05, аннулирует и заменяет первый выпуск настоящего Дополнения, датированного 12.04.00.

Раздел 1 – ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Данный самолет оборудован грозоотметчиком WX500 производства L-3 Avionics Systems. Данные грозоотметчика выводятся на экран многофункционального дисплея (MFD).

Подробное описание системы см. в *Справочнике на датчик отображения метеообстановки WX500 серии II, P/N 009-11501-001, Изменение C или более позднее, производства L-3 Avionics Systems для пользователя*.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Не пытайтесь войти в грозовую зону, пользуясь системой грозоотметчика. В рекомендательном циркуляре FAA предлагается пилотам «обходить любую грозу, определяемую как сильную или вызывающую сильное отражение радиолокационных сигналов не менее, чем на 20 миль».

Раздел 2 – ОГРАНИЧЕНИЯ

1. Информация от грозоотметчика, выводимая на экран многофункционального дисплея, имеет только СПРАВОЧНЫЙ ХАРАКТЕР и не должна использоваться для навигации.

Раздел 3 – ДЕЙСТВИЯ В АВАРИЙНЫХ СИТУАЦИЯХ

Установка грозоотметчика WX500 не вызывает изменения действий экипажа в аварийной ситуации, изложенных в основном Оперативном справочнике пилота.

Раздел 4 – ВЫПОЛНЕНИЕ НОРМАЛЬНОГО ПОЛЕТА

Подробное описание порядка действий и конкретные сведения о дисплее, установленном на самолете, *см. в Справочнике на многофункциональный дисплей (MFD) для пилота*.

Прямоугольное окно индикации состояния грозоотметчика

При включенном грозоотметчике состояние системы будет индицироваться в прямоугольном окне индикации состояния грозоотметчика, расположенном в левом верхнем углу страницы с картой.

КУРС (HDG) или ПУТЬ (TRK) – При наличии сигнала от внешнего источника будет индицироваться КУРС (HDG). В случае индикации КУРС (HDG) пеленг на грозу будет отсчитываться относительно курса самолета (указывается стрелкой направления). При индикации ПУТЬ (TRK) пеленг на грозу будет отсчитываться относительно линии пути самолета (направление, по которому следует самолет). Обычно грозы наносятся системой на график относительно курса.

ГРОЗА (STRK) или ОЧАГ (CELL) – При выбранном режиме ГРОЗА (STRK) будет индицироваться ГРОЗА (STRK). В данном режиме отдельные удары наносятся с помощью символа X. При выбранном режиме ОЧАГ (CELL) будет индицироваться ОЧАГ (CELL). В режиме Очаг (Cell) для соответствующих ударов наносится символ +.

ИНТЕНСИВНОСТЬ (RATE) – Указывается количество ударов в минуту для выбранного режима, и в небольшом окне под линией состояния появляется шкала.

Раздел 5 – ЛЕТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Установка грозоотметчика WX500 не вызывает изменений летных характеристик самолета.

Раздел 6 – ЗАГРУЗКА И ЦЕНТРОВКА

Данные по загрузке и центровке для грозоотметчика WX500 имеются в перечне оборудования на каждый поставленный самолет.

Раздел 7 – ОПИСАНИЕ САМОЛЕТА И СИСТЕМ

Примечание. Подробное описание порядка действий и конкретную информацию о дисплее см. в *Руководстве пилота на многофункциональный дисплей (MFD)*, установленный на самолет.

Датчик отображения метеообстановки (грозоотметчик) WX500 производства L-3 Avionics Systems обнаруживает электрические разряды молний и индицирует их активность на экране многофункционального дисплея (MFD). Система состоит из антенны, расположенной на верху фюзеляжа непосредственно перед задним окном, и процессора, установленного под полом заднего багажного отсека. Антенна обнаруживает электрические и магнитные поля, создаваемые электрическими разрядами внутри облака, между облаками или между облаком и землей и находящиеся в пределах 200 морских миль от самолета, и передает данные о «разряде» в процессор. Процессор преобразует их в цифровую форму, анализирует и преобразует сигналы «разряда» в данные дальности и пеленга и передает указанные данные на многофункциональный дисплей (MFD) каждые две секунды. Процессор грозоотметчика получает питание 28 В постоянного тока через 3 А автомат защиты сети ГРОЗООТМЕТЧИК (STORMSCOPE), расположенный на шине питания второстепенных потребителей радиоэлектронного оборудования.

Оперативный справочник пилота и утвержденное FAA Руководство по летной эксплуатации самолета

Дополнение 5

СИСТЕМА УВЕДОМЛЕНИЯ О ВОЗМОЖНОСТИ СТОЛКНОВЕНИЯ SKYWATCH ПРОИЗВОДСТВА L-3 AVIONICS SYSTEMS

После установки системы SkyWatch 497 производства L-3 Avionics Systems на самолет SR22 фирмы Cirrus Design настоящее Дополнение к Оперативному справочнику пилота (POH) вступает в силу и должно быть включено в Раздел Дополнений (Разд. 9) соответствующего Оперативного справочника пилота, составленного фирмой Cirrus Design. Данный документ должен постоянно находиться на борту самолета. Информация, содержащаяся в данном Дополнении, дополняет, аннулирует или исключает информацию, содержащуюся в основном Оперативном справочнике пилота.

Примечание. Данное Изменение, внесенное в Дополнение к Оперативному справочнику пилота под обозначением Изменение 02 и датированное 27.03.07, аннулирует и заменяет Изменение 1 данного Дополнения, датированного 12.10.05.

Раздел 1 – ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Данный самолет оборудован системой уведомления о возможности столкновения SkyWatch SKY497 производства L-3 Avionics Systems, имеющей целью уведомление пилота самолета, оборудованного приемоответчиком, о возможной опасности столкновения. Уведомляющая информация от системы SkyWatch выводится на экран системы GARMIN 430. На дисплее индицируются относительная дальность, пеленг и высота самолета, представляющего угрозу столкновения. Звуковые сигнализаторы встроены в аудиосистему самолета.

Раздел 2 – ОГРАНИЧЕНИЯ

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Система SkyWatch может обнаруживать только самолеты, оборудованные работающими приемоответчиками.

1. Информация о воздушном движении, выводимая на экраны системы GARMIN 430, является средством визуального захвата воздушного судна. Пилоты должны выполнить маневр, полагаясь только на службу УВД или надежный визуальный захват воздушного судна, представляющего опасность столкновения.

2. Если служба УВД рекомендует пилоту прекратить передачу данных о высоте полета по каналу приемоответчика, систему SkyWatch необходимо выключить (установить в положение ВЫКЛ (OFF)).

3. Во время полета с работающей системой SkyWatch пилот должен иметь Справочник пилота по системе уведомления о возможности столкновения модели SKY497 производства L-3 Avionics Systems, P/N 009-10801-001, Изменение B (6/6/00) или более позднее.

4. Во время полета с работающей системой SkyWatch пилот должен иметь Дополнение «Интерфейс индикатора для ввода данных о воздушном движении и метеоданных» к Справочнику пилота по системе GARMIN серии 400, P/N 190-001140-10, Изменение B или более позднее Изменение.

Раздел 3 – ДЕЙСТВИЯ В АВАРИЙНЫХ СИТУАЦИЯХ

Без изменений

Раздел 4 – ВЫПОЛНЕНИЕ НОРМАЛЬНОГО ПОЛЕТА

После запуска двигателя

1. Выключатель питания радиоэлектронного оборудования ..... ВКЛ (ON)
2. Система SkyWatch включится, завершит самоконтроль и затем войдет в режим РЕЗЕРВ (STBY).

Примечание. Во время разбега система SkyWatch автоматически переключится в рабочий режим приблизительно через 8 с после достижения приборной воздушной скорости 35 KIAS.

Во время пробега система SkyWatch автоматически переключится снова в режим РЕЗЕРВ (STBY) приблизительно через 24 с после снижения приборной воздушной скорости самолета до 35 KIAS или менее.

Самолеты №№ 1602, 1644, 1663 и последующие: Для наименьшего отвлечения внимания пилота чувствительность системы SkyWatch будет автоматически установлена на (пониженный) уровень B и звуковые предупреждения будут запрещены при установке закрылков на 50 % и на 100 %.

3. Дополнительные данные о работе системы SkyWatch, не включенные в настоящее Дополнение, см. в Дополнении «Интерфейс индикатора для ввода данных о воздушном движении и метеоданных», к *Справочнику пилота по системе GARMIN серии 400*, P/N 190-001140-10, Изменение B.

Контроль системы SkyWatch, инициируемый оператором

Самоконтроль

Помимо самоконтроля, проводимого при включении питания, автоматический самоконтроль выполняется каждую минуту несколько раз.

Если система SkyWatch находится в режиме РЕЗЕРВ (STBY) или в режиме ОТКАЗ (FAILED), может быть проведен инициированный оператором самоконтроль с помощью органов управления системы GNS 430, как описано ниже:

1. Повернуть небольшую ручку ОТОДВИНУТЬ КУРСОР (PUSH CRSR) для выбора страницы Воздушное движение/Метео (Traffic/Weather).
2. Нажать клавишу МЕНЮ (MENU) со страницы Экран Воздушное движение (Traffic Screen) для выбора страницы Меню (Menu).
3. Повернуть небольшую ручку ОТОДВИНУТЬ КУРСОР (PUSH CRSR) для выбора САМОКОНТРОЛЬ (SELF TEST) и затем нажать клавишу ВВОД (ENT).

Переключиться из режима Резервный Экран (Standby Screen) на режим Нормальный (Normal)

Для индикации информации о воздушном движении систему необходимо вывести из режима РЕЗЕРВ (STBY). Возможность вывода из режима РЕЗЕРВ (STBY) на земле можно использовать для обзора воздушного пространства вокруг аэродрома перед взлетом. С помощью органов управления системой GNS 430:

1. Активировать курсор и высветить РЕЗЕРВ (STBY).
2. С помощью небольшой ручки ОТОДВИНУТЬ КУРСОР (PUSH CRSR) выбрать режим РАБОТА? (OPER?).
3. Нажать клавишу ВВОД (ENT) для включения системы SkyWatch в режим РАБОТА (OPER). Система переключится на дальность индикации 6 морских миль.

Переключиться из режима Экран Воздушное Движение (Traffic Screen) в режим Резервный (Standby)

В полете система не может быть переключена в режим РЕЗЕРВН. (STBY). На земле пользоваться органами управления системой GNS 430, как описано ниже:

1. Активировать курсор и высветить РАБОТА (OPER).
2. С помощью небольшой ручки ОТОДВИНУТЬ КУРСОР (PUSH CRSR) выбрать режим РЕЗЕРВ? (STBY?).
3. Нажать клавишу ВВОД (ENT) для установки системы SkyWatch в режим РЕЗЕРВ (STBY).

Переключиться на индикацию высоты

1. С Экрана Воздушное Движение активировать курсор, высветить текущий режим и просмотреть варианты с помощью небольшой ручки ОТОДВИНУТЬ КУРСОР (PUSH CRSR).

2. С каждым поворотом экран переключается на индикацию воздушного движения в выбранной дальности индикации (ABV верхняя полусфера, NRM нормальная, BWL нижняя полусфера или UNR неограниченно). Информацию, касающуюся дальности индикации, *см. в Справочнике пилота по системе уведомления о возможности столкновения SkyWatch модели SKY497 производства L-3 Avionics Systems, P/N 009-10801-001*, Изменение B (6/6/00) или более позднее.

Реакция на уведомления о возможности столкновения

1. При выдаче системой SkyWatch уведомления о возможности столкновения визуально просмотреть воздушное пространство на наличие воздушных судов, которые могут представлять угрозу столкновения. Связаться со службой УВД для получения указаний по управлению. В случае визуального захвата воздушного судна, представляющего угрозу, использовать нормальные процедуры, связанные с правом первоочередности, для выдерживания эшелонирования.

Примечание. Не выполнять маневр, полагаясь исключительно на информацию, выведенную на индикатор. Информация, представленная на экране, является средством визуального захвата воздушного судна. Она не может заменить службу УВД и технику обнаружения и уклонения.

Раздел 5 – ЛЕТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Без изменений

Раздел 6 – ЗАГРУЗКА И ЦЕНТРОВКА

Система SkyWatch вызывает необходимость использования следующего дополнительного (символ O) оборудования при весе и плече, данным в следующей таблице:

ATA/ Пункт	Наименование	Символ	Кол.	№ детали	Вес блока	Плечо
34-01	Преобразователь тока SkyWatch	O	1	14484-001	0,5	118,0
34-02	Антенна SkyWatch	O	1	14477-001	2,3	150,5
34-03	Блок слежения SkyWatch	O	1	14477-050	10,0	140,0
34-04	Электромонтажная схема SkyWatch	O	1	14479-001	2,0	145,0

Раздел 7 – ОПИСАНИЕ САМОЛЕТА И СИСТЕМ

Система SkyWatch модели SKY497 представляет собой бортовую систему уведомления о возможности столкновения (TAS). Система позволяет контролировать воздушное пространство в радиусе около 6 морских миль вокруг самолета, путем запроса приемоответчиков в контролируемой зоне и определения возможности угрозы столкновения. Чтобы определить, существует ли угроза столкновения, система SkyWatch вычисляет дальность, высоту, пеленг и скорость сближения всех воздушных судов, оборудованных приемоответчиком, на дальности в пределах 6 морских миль. При обнаружении системой SkyWatch представляющего угрозу воздушного судна в пределах 0,55 морской мили в горизонтальной плоскости и ±800 футов относительной высоты или при обнаружении такого судна на курсе следования, который пересечется с курсом следования самолета, оборудованного системой SkyWatch, в пределах 20 с (представляющее угрозу воздушное судно, не выдающее данных о высоте) или 30 с (представляющее угрозу судно, выдающее данные о высоте), система SkyWatch выдаст уведомляющий сигнал о возможности столкновения. Уведомляющие сигналы выводятся на экраны системы GNS 430, а звуковые предупреждения «Угроза, Угроза» сообщаются по телефонам и через громкоговоритель в кабине.

Самолеты с № 0002 по № 2344 после доработки по бюллетеню SB805-10800-204, *самолеты № 2345 и последующие*: Установленная система SkyWatch® VIP обладает улучшенными характеристиками выдачи звукового уведомления о дальности, пеленге и относи-

тельной высоте. Кроме того, количество целей, которые могут одновременно отображаться на многофункциональном дисплее, увеличено с 8 до 10.

Управление системой может осуществляться пилотом через пульт управления GNS 430. Можно выбрать режимы РЕЗЕРВ (STBY), РАБОТА (OPER), САМОКОНТРОЛЬ (SELF TEST), а также индикация высоты (ABV верхняя полусфера, NRM нормальная, BLW нижняя полусфера или UNR неограниченно).

Система SkyWatch состоит из вычислителя передатчика/приемника, установленного под креслом второго пилота непосредственно перед трубчатым лонжероном, и направленной антенны, установленной на внешней поверхности фюзеляжа над кабиной. В системе также имеются входы от шифратора высоты, бортовой курсовой системы (усилителя магнитной коррекции гироскопа) и датчика скорости, встроенного в систему полного давления. Электропитание постоянного тока 28 В для работы системы подается через 5 А автомат защиты сети SkyWatch, расположенного на шине питания второстепенных потребителей радиоэлектронного оборудования.

Примечание. Описание системы SkyWatch см. в *Справочнике пилота по системе SkyWatch производства L-3 Avionics Systems* (P/N 009-10801-001).

Дополнительную информацию о работе системы и описание индикатора см. в *Дополнении «Интерфейс индикатора для ввода данных о воздушном движении и метеоданных» к системе GARMIN*, P/N 190-001140-10.

Оперативный справочник пилота и утвержденное FAA Руководство по летной эксплуатации самолета

Дополнение 6

ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНАЯ СИСТЕМА

После установки на самолет SR22 фирмы Cirrus Design противообледенительной системы настоящее Дополнение вступает в силу, и оно должно быть включено в Раздел Дополнений (Разд. 9) Оперативного справочника пилота самолета SR22. Этот документ должен постоянно находиться на борту самолета. Содержащаяся в настоящем документе информация дополняет, аннулирует или исключает информацию, представленную в основном Оперативном справочнике пилота самолета SR22.

Примечание. Указание *«Самолеты с крылом G3»* распространяется на самолеты № 2334, № 2420, № 2438 и последующие.

Указание *«Самолеты до установки крыла G3»*, если не оговорено иначе, распространяется на самолеты с № 0334 по № 2333, с № 2335 по № 2419 и с № 2421 по № 2437.

Данное Изменение, внесенное в Дополнение к Оперативному справочнику пилота под обозначением Изменение 06 от 15.08.07, аннулирует и заменяет собой Изменение 5 этого Дополнения, изданное 27.03.07.

Раздел 1 – ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Самолет оборудован противообледенительной системой. Эта система позволяет пилоту, непреднамеренно оказавшемуся в зоне метеоусловий, вызывающих обледенение самолета, инициировать поток противообледенительной жидкости вдоль крыла, стабилизатора и лопастей воздушного винта.

Раздел 2 – ОГРАНИЧЕНИЯ

1. Полет в зону, где по имеющимся данным наличествуют условия обледенения, запрещается.
2. Противообледенительные жидкости, удовлетворяющие техническим требованиям DTD 406B и рекомендованные к использованию:
   - ALV (DTD 406B) производства фирмы Aviation Laboratories
   - AL-5 (DTD 406B) производства фирмы Canyon Industries
   - Dimax 80 (TKS-80) производства фирмы Canyon Industries
   - TKS-Fluid (DTD 406B) производства фирмы D.W. Davies & Co

Примечание. Противообледенительная система сертифицирована только как «не представляющая угрозы» для нормальных полетов, поэтому никаких конкретных определений относительно способности системы удалять образовавшуюся наледь или предотвращать ее образование сделано не было.

Самолеты с № 0334 по № 2333, с № 2335 по № 2419 и с № 2421 по № 2437.

На левой стороне фюзеляжа, над крышкой заливной горловины противообледенительной жидкости:

Самолеты № 2334, № 2420, № 2438 и последующие:

На левой консоли крыла, над крышкой заливной горловины противообледенительной жидкости:

ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНАЯ ЖИДКОСТЬ
ИСПОЛЬЗОВАТЬ ТОЛЬКО ЖИДКОСТИ,
УКАЗАННЫЕ В РЛЭ САМОЛЕТА

Рисунок 1
Необходимые трафареты

Раздел 3 – ДЕЙСТВИЯ В АВАРИЙНЫХ СИТУАЦИЯХ

Непреднамеренный полет в условиях обледенения

Полет в зону, где по имеющимся данным наличествуют условия обледенения, запрещается. Тем не менее, если произошло непредвиденное обледенение, выберите соответствующий режим работы системы:

НОРМАЛЬНЫЙ (NORMAL) режим выбирается в случае, когда неожиданно обнаружены условия обледенения и наледь на поверхностях самолета еще не образовалась. Максимальная продолжительность работы системы в НОРМАЛЬНОМ (NORMAL) режиме составляет, приблизительно:

- *Для самолетов до установки крыла G3* – 60 мин.
- *Для самолетов с крылом G3* – 80 мин.

МАКСИМАЛЬНЫЙ (MAXIMUM) режим выбирается в случае, когда неожиданно обнаруживается, что на поверхностях самолета образовалась наледь. Максимальная продолжительность работы системы в МАКСИМАЛЬНОМ (MAXIMUM) режиме составляет, приблизительно:

- *Для самолетов до установки крыла G3* – 30 мин.
- Для самолетов с крылом G3 – 40 мин.

ВНИМАНИЕ. Продолжительная работа системы в ясную погоду на очень больших высотах при очень низких температурах может привести к «взрывному» испарению воды и спирта из противообледенительной жидкости. Такое испарение приводит к повышенному содержанию этиленгликоля, противообледенительная жидкость на поверхности крыла становится гелеобразной и сохраняется там до тех пор, пока самолет не войдет в облако или не снизится до более теплых слоев воздуха.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Противообледенительная система не в состоянии удалить льдообразование значительной толщины, если таковое было допущено при выключенной противообледенительной системе.

Обязательно отмечайте время запуска системы и режим работы противообледенительной системы при выходе из условий обледенения, чтобы правильно рассчитать имеющийся резерв противообледенительной жидкости.

1. Переключатель противообледенительной системы ..... Как требуется
2. Обогрев приемника воздушного давления ..... ВКЛ (ON)
3. Воздушная скорость ..... 100-139 KIAS
4. Продолжительность работы ..... Отметить
5. Покинуть зону условий обледенения. Развернуться назад и/или изменить высоту полета.
6. Обогрев кабины ..... МАКСИМАЛЬНЫЙ (MAXIMUM)
7. Система удаления льда с лобового стекла ..... ОТКРЫТЬ ПОЛНОСТЬЮ
8. Резервный источник притока воздуха ..... ВКЛ (ON)
9. После выхода из зоны условий обледенения – противообледенительная система ..... ВЫКЛ (OFF)
10. Воздушная скорость ..... В соответствии с условиями полета

Раздел 4 – ВЫПОЛНЕНИЕ НОРМАЛЬНОГО ПОЛЕТА

Предполетный осмотр

1. Главный выключатель аккумуляторов ..... ВКЛ (ON)
2. Переключатель противообледенительной системы ..... МАКСИМАЛЬНЫЙ (MAXIMUM)
3. Противообледенительная жидкость ..... Полный объем
4. Дренажное отверстие бака противообледенительной жидкости (на нижней поверхности) ..... Не загрязнено
5. Пористые панели ..... Общее состояние и надежность крепления

Примечание. Если допускалась работа системы при пустом баке, требуется проведение технического обслуживания. Операция прокачки системы описана *в Разд. 8*.

6. Пористые панели ..... Отсутствие следов противообледенительной жидкости

7. Отражательное кольцо воздушного винта ..... Отсутствие следов противообледенительной жидкости

8. Переключатель противообледенительной системы ..... ВЫКЛ (OFF)

9. Главный выключатель аккумуляторов ..... ВЫКЛ (OFF)

Раздел 5 – ЛЕТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Крейсерская скорость снижается приблизительно на 3 узла, дальность полета уменьшается приблизительно на 2%, максимум.

Примечание. Приобретенный опыт эксплуатации вашего самолета позволит более точно определить значения приведенных выше параметров.

1. Уменьшите на 3 узла значения KTAS, приведенные в таблицах параметров крейсерского полета и в таблице значений зависимости дальности от продолжительности полета.

2. Уменьшите на 2% значения дальности на графиках зависимости дальности от продолжительности полета.

При определенных условиях полета, например на больших высотах и/или на высоких скоростях, точка торможения потока на передней кромке крыла (место, где происходит раздвоение воздушного потока) сдвигается вверх и назад достаточно далеко, чтобы мешать противообледенительной жидкости течь точно вдоль верхней поверхности крыла. Воздушная скорость, при которой обеспечивается оптимальная характеристика работы системы, составляет 95–139 KIAS. На высоте более 14000 футов не превышайте скорость полета 175 KTAS.

Раздел 6 – ЗАГРУЗКА И ЦЕНТРОВКА

Установка противообледенительной системы диктует необходимость использования дополнительного оборудования (Символ О) при весе, плече и величине «момент/1000», что отражено в следующих таблицах:

ATA/ Пункт	Наименование	Символ	Кол.	Номер детали	Вес блока	Плечо
30-01	Отражательное кольцо воздушного винта	O	1	15321-001	1,5	55,0
30-02	Бак противообледенительной жидкости[a]	O	1	15269-001	4,2	181,0
30-03	Дозирующий насос[a]	O	1	15165-013	4,5	176,0
30-04	Дозирующий насос[b]	O	1	17351-102	4,5	176,0
30-05	Прокачивающий насос[b]	O	1	17351-103	0,70	176,0

a. Только на самолетах до установки крыла G3.

b. На самолетах с крылом G3.

Примечание. Вес 1 галлона США заливаемой противообледенительной жидкости составляет 9,2 фунта.

Бак противообледенительной жидкости в фюзеляже			
Вес, фунты	Момент/1000 БАК ПОЖ МФ 181,0	Вес, фунты	Момент/1000 БАК ПОЖ МФ 181,0
0,5	0,09	15,0	2,72
1,0	0,18	16,0	2,90
2,0	0,36	17,0	3,08
3,0	0,54	18,0	3,26
4,0	0,72	19,0	3,44
5,0	0,91	20,0	3,62
6,0	1,09	21,0	3,80
7,0	1,27	22,0	3,98
8,0	1,45	23,0	4,16
9,0	1,63	24,0	4,34
10,0	1,81	25,0	4,53
11,0	1,99	26,0	4,71
12,0	2,17	27,0	4,89
13,0	2,35	28,0[a]	5,07
14,0	2,53		

а. Емкость – 2,9 галлонов США

Рисунок 2 (Лист 1 из 2)

Данные по загрузке – Самолеты до установки крыла G3

Бак противообледенительной жидкости в крыле			
Вес, фунты	Момент/1000 БАК ПОЖ МФ 148,0	Вес, фунты	Момент/1000 БАК ПОЖ МФ 148,0
0,5	0,07	18,0	2,66
1,0	0,15	19,0	2,81
2,0	0,30	20,0	2,96
3,0	0,44	21,0	3,11
4,0	0,59	22,0	3,26
5,0	0,74	23,0	3,40
6,0	0,89	24,0	3,55
7,0	1,04	25,0	3,70
8,0	1,18	26,0	3,85
9,0	1,33	27,0	4,00
10,0	1,48	28,0	4,14
11,0	1,63	29,0	4,29
12,0	1,78	30,0	4,44
13,0	1,92	31,0	4,59
14,0	2,07	32,0[a]	4,74
15,0	2,22		
16,0	2,37		
17,0	2,52		

a. Емкость – 3,5 галлона США

Рисунок 3 (Лист 2 из 2)

Данные по загрузке – Самолеты с крылом G3

Раздел 7 – ОПИСАНИЕ СИСТЕМЫ

Противообледенительная система способна предотвратить, а при определенных условиях – удалить наледь с поверхностей самолета путем формирования на крыле, стабилизаторе и воздушном винте тонкой пленки жидкости на основе этиленгликоля. Эта жидкость снижает температуру обмерзания поверхности самолета до значения ниже температуры замерзания влаги, находящихся в окружающем воздухе, вследствие чего предотвращается обрастание поверхности льдом.

Система состоит из пористых панелей, устанавливаемых на крыле и стабилизаторе, отражательного кольца на воздушном винте, дозаторов, дозирующего насоса, фильтра, сетчатого фильтра, бака, переключателя, крышки заливной горловины, трубопроводов и элементов крепления. Система работает от постоянного тока напряжением 28 В, подаваемого через 5-амперный автомат защиты сети ПРОТИВООБЛ. СИСТ. (ICE PROTECTION) на главной шине 1 (Main Bus 1).

Бак противообледенительной жидкости

Самолеты до установки крыла G3: Заправка бака противообледенительной жидкостью производится через заливную горловину на левом борту фюзеляжа, расположенную непосредственно перед дверью багажного отделения. Бак, вместимостью 2,9 галлона, размещен за задней обивочной панелью кабины.

Самолеты с крылом G3: Заправка бака противообледенительной жидкостью производится через заливную горловину на верхней поверхности левой консоли крыла. Емкость бака, выполненного за одно целое с левой консолью крыла, составляет 3,5 галлона.

Включение / выключение

Самолеты с № 0334 по № 0434: Для управления режимами работы системы на центральном пульте установлен трехпозиционный переключатель.

Самолеты с № 0435 по № 2333, с № 2335 по № 2419 и с № 2421 по № 2437: Управление работой системы осуществляется посредством двух переключателей, размещенных на нижней панели приборной доски. Первый переключатель служит для включения (ON) и выключения (OFF) системы, а второй – для выбора величины расхода противообледенительной жидкости – либо в МАКСИМАЛЬНОМ (MAXIMUM), либо в НОРМАЛЬНОМ (NORMAL) режиме работы системы.

Самолеты с крылом G3: Два переключателя размещены на нижней панели приборной доски. Переключатель ВКЛ/ВЫКЛ (ON/OFF) подает напряжение питания одновременно на прокачивающий и дозирующий насосы, второй переключатель служит для выбора величины расхода противообледенительной жидкости – либо МАКСИМАЛЬНОМ (MAXIMUM), либо в НОРМАЛЬНОМ (NORMAL) режиме работы системы.

Работа системы

Самолеты до установки крыла G3: При включении системы двухскоростной дозирующий насос подает под давлением противообледенительную жидкость в систему. Работая на низкой скорости, насос обеспечивает расход жидкости, соответствующий НОРМАЛЬНОМУ (NORMAL) режиму работы системы, а на высокой – расход, соответствующий МАКСИМАЛЬНОМУ (MAXIMUM) режиму.

Самолеты с крылом G3: При включении системы одновременно включаются дозирующий и прокачивающий насосы, расположенные под левым пассажирским креслом. Прокачивающий насос прогоняет противообледенительную жидкость из бака через ряд сетчатых фильтров, дозирующий насос и обратный клапан, откуда она снова возвращается в бак. Через 10 с работы дозирующего насоса в режиме прокачки начинается циркуляция противообледенительной жидкости в системе, и прокачивающий насос отключается. Работая на низкой скорости, дозирующий насос обеспечивает расход жидкости, соответствующий НОРМАЛЬНОМУ (NORMAL) режиму работы системы, а на высокой – расход, соответствующий МАКСИМАЛЬНОМУ (MAXIMUM) режиму.

Все самолеты: Из дозирующего насоса, установленного под левым пассажирским креслом, противообледенительная жидкость прокачивается через фильтр, смонтированный рядом с насосом, а затем по пластиковым трубопроводам нагнетается в дозаторы, расположенные в крыле (только на самолетах до установки крыла G3), в хвостовом оперении и под передним подпольным пространством кабины. Дозаторы регулируют поток жидкости, поступающей в пористые панели на передних кромках крыла и стабилизатора, а также к отражательному кольцу воздушного винта.

Противообледенительная жидкость из дозаторов поступает в пористые панели и через просверленные лучом лазера капиллярные отверстия расходуется в виде тонкослойного потока, равномерно распределенного по омываемой поверхности.

Для защиты воздушного винта противообледенительная жидкость подается на отражательное кольцо, установленное на диске крепления кока, откуда она под действием центробежной силы распределяется по резиновым колодкам с канавками, которые расположены в корневой части каждой лопасти винта.

Непреднамеренно войдя в зону условий обледенения, пилот устанавливает переключатель противообледенительной системы в положение НОРМАЛЬНЫЙ (NORMAL) или МАКСИМАЛЬНЫЙ (MAXIMUM) режим работы для подачи противообледенительной жидкости на защищаемые поверхности самолета. Одновременно необходимо включить обогрев приемника воздушного давления и отметить время начала работы системы с тем, чтобы правильно оценивать резерв противообледенительной жидкости. После этого пилот выполняет маневр выхода из зоны условий обледенения, устанавливает максимальный режим обогрева кабины, включает систему удаления наледи с лобового стекла и резервный источник подачи воздуха. После выхода из зоны условий обледенения переключатель системы устанавливается в положение ВЫКЛ (OFF).

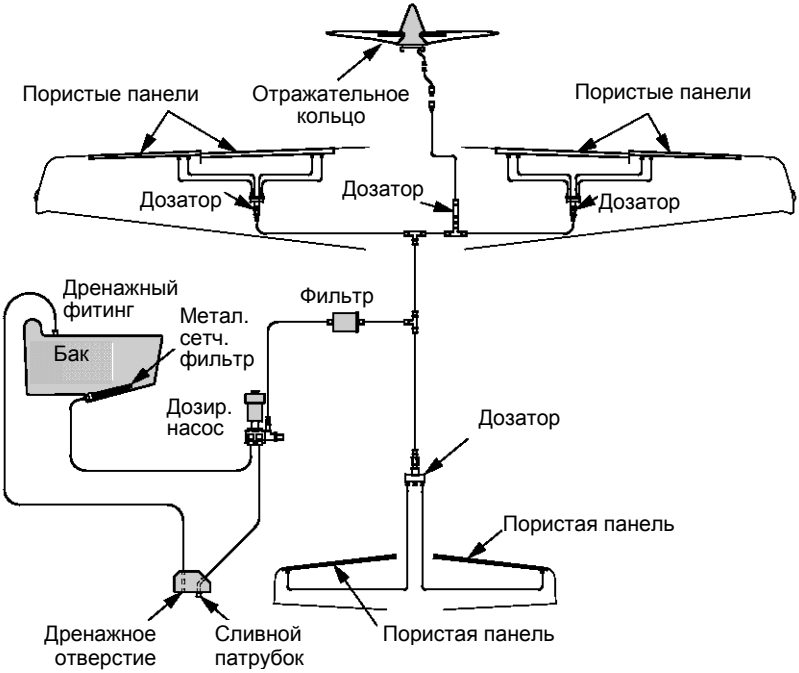


Рисунок 4 (Лист 1 из 2)

Схема противообледенительной системы – Самолеты до установки крыла G3

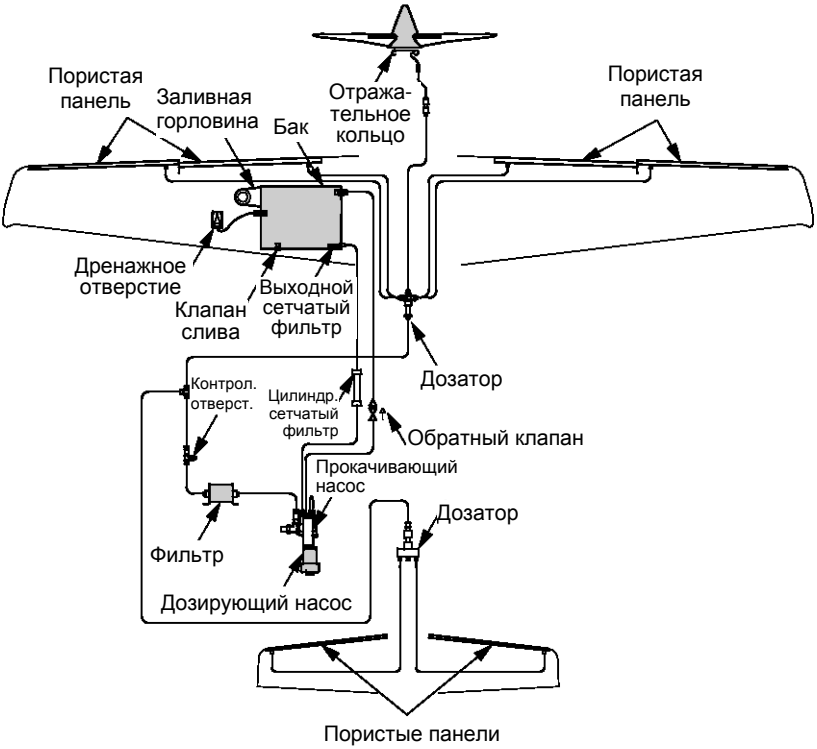


Рисунок 5 (Лист 1 из 2)

Схема противообледенительной системы – Самолеты с крылом G3

Раздел 8 –УХОД, ОБСЛУЖИВАНИЕ И ТЕХНИЧЕСКОЕ ОБСЛУЖИВАНИЕ

Примечание. В периоды длительных стоянок самолета поверхностный слой пористых панелей может пересыхать, в результате чего в последующем полете поток противообледенительной жидкости на омываемой площади может оказаться неравномерным. Выполняйте предполетный осмотр через каждые 30 суток, и следите, чтобы пористые панели всегда были влажными.

Чтобы подготовить противообледенительную систему к длительной стоянке самолета так, чтобы она постоянно сохраняла работоспособность, залейте в бак противообледенительную жидкость и включите МАКСИМАЛЬНЫЙ (MAXIMUM) режим работы с целью полного вытеснения воздуха из агрегатов и трубопроводов системы. Закончив операцию, дозаправьте бак.

Обслуживание

Бак противообледенительной жидкости

ВНИМАНИЕ. Используйте противообледенительные жидкости только утвержденных марок. См. Разд. 2 Ограничения.

Заправка бака противообледенительной жидкостью производится через заливную горловину, расположенную на левом борту фюзеляжа непосредственно перед дверью багажного отделения, или *на самолетах с крылом G3* – на верхней поверхности левой консоли крыла. Для предотвращения загрязнения противообледенительной жидкости пользуйтесь при заправке чистой, специально предназначенной для этой цели канистрой обозначенной емкости. Перед заливкой жидкости убедитесь в чистоте горла канистры. Сразу после заправки бака плотно закройте крышку заливной горловины.

Пористые панели

ВНИМАНИЕ. Растворители определенных составов могут повредить поверхностный слой пористых панелей. Для чистки панелей используйте только изопропиловый спирт, этиловый спирт, или технический денатурированный спирт.

Не натирайте воском пористые панели передних кромок.

Периодически промывайте пористые панели мыльной водой, пользуясь чистой безворсовой тканью. Пятна масла или жирной смазки удаляйте изопропиловым спиртом.

Прокачка системы –
только самолеты до установки крыла G3

Если допускалась работа системы при пустом баке, дозирующий насос в режиме прокачки может не работать вследствие попадания воздуха во внутренние полости системы. В случае обнаружения отсутствия противообледенительной жидкости в баке во время предполетного осмотра, выполните следующие операции технического обслуживания:

1. Расположите емкость для слива противообледенительной жидкости под левым бортом фюзеляжа непосредственно перед баком.

ВНИМАНИЕ. Для следующей операции используйте только емкость, предназначенную для взятия проб противообледенительной жидкости.

Не используйте емкость, применяемую для взятия проб топлива.

2. Сливайте жидкость до момента, пока в струе не будут наблюдаться пузырьки воздуха по крайней мере в течение трех секунд.
3. Выполните предполетный осмотр, чтобы убедиться, что противообледенительная жидкость выходит из пористых панелей и из отражательного кольца воздушного винта.
4. При необходимости, повторите операции 2 и 3.
5. Если после вышеописанной процедуры следов противообледенительной жидкости не обнаружено, противообледенительная система должна быть прочищена в соответствии с Руководством по техническому обслуживанию самолета. Эту процедуру выполняет техник, имеющий документ о специальной подготовке.

Прокачка системы – самолеты с крылом G3

1. Если при проведении предполетного осмотра следов противообледенительной жидкости не обнаружено, противообледенительная система должна быть прочищена в соответствии с Руководством по техническому обслуживанию самолета. Эту процедуру выполняет техник, имеющий документ о специальной подготовке.

Раздел 10 – ИНФОРМАЦИЯ ПО БЕЗОПАСНОСТИ

Противообледенительная система не предназначена для удаления льда с поверхностей самолета на земле. Не пытайтесь удалить иней, наледь или снег с поверхностей самолета посредством противообледенительной системы во время стоянки.

Полет в зону, где по имеющимся сведениям наличествуют условия обледенения, запрещается. Работа системы в зоне с известными условиями обледенения не оценивалась. Поэтому данных о воздействии известных условий обледенения на систему нет. Целью системы является обеспечение некоторой защиты самолета от обледенения в случае непреднамеренного попадания в зону этих условий. При первых же признаках обледенения необходимо самым срочным и безопасным образом действовать так, чтобы выйти из зоны условий обледенения. Принятие конкретного решения должно основываться на метеосводке, последней информации от пилотов, наблюдениях службы УВД и может включать изменения курса или высоты полета.

При моделировании возникновения обледенения наблюдалось увеличение скорости сваливания в конфигурации с убранными шасси и закрылками приблизительно на 12 узлов, и на 3 узла в посадочной конфигурации. Кроме того, крейсерская скорость уменьшалась, как минимум, на 20 KCAS, а скорость набора высоты снижалась, по крайней мере, на 20 %.

Даже с защищенными несущими поверхностями, полностью свободными ото льда, обледенение незащищенных участков поверхностей самолета вызывало ухудшение летных характеристик. Суммарное ухудшение летных характеристик точно предсказать невозможно, и поэтому, в зависимости от обстоятельств, при использо-

вании противообледенительной системы рекомендуется увеличить скорость захода на посадку и скорость самой посадки. Во время захода на посадку и при выполнении посадки проявляйте предельное внимание, будьте наготове к появлению первых признаков срывной тряски и к приближению момента срыва.

Оперативный справочник пилота и утвержденное FAA Руководство по летной эксплуатации самолета

Дополнение 7

СИСТЕМА ОСВЕДОМЛЕНИЯ И ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ О ПРЕПЯТСТВИЯХ НА МЕСТНОСТИ И ОПАСНОСТИ БЛИЗОСТИ ЗЕМЛИ HONEYWELL KGP 560

После установки на самолет SR22 системы осведомления и предупреждения о препятствиях на местности и опасности близости земли Honeywell KGP 560 настоящее Дополнение вступает в силу и должно быть включено в Раздел Дополнений (Разд. 9) Оперативного справочника пилота самолета SR22 фирмы Cirrus Design. Данный документ должен постоянно быть на борту самолета. Информация, содержащаяся в данном Дополнении, дополняет, аннулирует или исключает информацию, содержащуюся в основном Оперативном справочнике пилота самолета SR22.

Примечание. Данное Изменение, внесенное в Дополнение к Оперативному Справочнику пилота под обозначением Изменение 1 и датированное 15.12.07, аннулирует и заменяет первый выпуск данного Дополнения, обозначенный как основной и датированный 03.07.04.

Раздел 1 – ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Самолет оборудован системой осведомления и предупреждения о препятствиях на местности и опасности близости земли Honeywell KGP 560, которая выполняет функции системы предупреждения об опасности сближения с землей класса C (TAWS) в соответствии со стандартизованными техническими требованиями TSO C151b.

Система KGP 560, включающая многое оборудование системы TAWS , используемое для транспортных самолетов, обеспечивает следующее:

- Сигнализацию преждевременного снижения.
- Сигнализацию чрезмерной скорости набора высоты/снижения.
- Звуковые сообщения о высоте (500 футов) и сигнализацию в пределах 5 морских миль об общественных ВПП длиной 2000 футов.
- Алгоритмы обзора передней полусферы и объединенную базу данных о характере местности/препятствиях.

Система состоит из процессора 560 GA-EGPWS, установленного на нижней стороне откидной платы со стороны пилота, базы данных о местности/препятствиях, встроенной в процессор, конфигурационного модуля, объединенного с электрическим коллектором системы, и сигнального табло TAWS, установленного на левой нижней части приборной доски.

Система KGP 560 получает данные от датчика глобальной системы определения местоположения (GPS), приемоответчика, основного пилотажного индикатора (PFD) и многофункционального дисплея (MFD). Звуковые сигналы передаются пилоту через пульт управления аудиосистемой GMA 340. Для обеспечения лучшего ситуационного осведомления пилота к многофункциональному дисплею (MFD) подключен индикатор с цветной кодировкой местности.

Подробные конкретные сведения о работе MFD *см. в Справочнике пилота на систему Avidyne FlightMax EX5000C*.

Подробные конкретные сведения о работе системы KGP 560 см. в *Справочнике пилота на систему KGP 560 и 860 EGPWS, P/N 006-18254-001, Изменение 4 или более позднее.*

Раздел 2 – ОГРАНИЧЕНИЯ

1. Не пользоваться индикатором осведомления о местности для навигации самолета. Система осведомления и предупреждения KGP 560 предназначена для использования только в качестве средства ситуационного осведомления и не может обеспечить такую верность отображения местности, только на основе которого можно было принимать решения о выполнении маневров для обхода препятствий на местности.

Раздел 3 – ДЕЙСТВИЯ В АВАРИЙНЫХ СИТУАЦИЯХ

Посадки за пределами аэродрома

1. Для посадки на воду или других посадок за пределами аэродрома заблокировать функционирование системы осведомления о местности с помощью выключателя ЗАПРЕТ МЕСТ (TERR INHIBIT), расположенного на сигнальном табло, для предупреждения срабатывания нежелательной звуковой сигнализации.

Раздел 4 – ВЫПОЛНЕНИЕ НОРМАЛЬНОГО ПОЛЕТА

Примечание. Единственным рекомендуемым действием на предупредительные сигналы и сигналы об опасности при полете в сложных метеоусловиях является выполнение вертикальных маневров или выполнение разворота вместе с вертикальным маневром уклонения, если пилот решает, исходя из всей имеющейся информации и показаний всех имеющихся приборов, что это самый безопасный выход из создавшейся ситуации.

При выполнении некоторых полетов пороговые значения сигналов об опасности могут быть превышены вследствие специфики местности или порядка выполнения действий. Во время визуального полета вдневное время указанные аварийные сигналы можно рассматривать как предупредительные.

В случае выдачи системой TAWS сигнала при невыбранной странице индикации осведомляющей информации о местности на активной странице экрана

MFD на экране высветится сообщение. Для гашения указанного сигнала пилот должен подтвердить прием данного сообщения нажатием сенсорной клавиши рядом с высвечиваемым «ОК».

Пилотам разрешается отступать от текущего разрешения службы УВД в той мере, в какой это необходимо для реагирования на сигнал об опасности, выданный системой TAWS.

Активировать систему TAWS

Примечание. При получении от блока навигации GARMIN (GPS 1) недостоверного сигнала о положении самолета в горизонтальной плоскости система TAWS не будет работать и загорится сигнализатор МЕСТНОСТЬ НЕ РАБОТАЕТ (TERR INOP).

1. Автомат защиты сети SKYWATCH/TAWS ..... В УТОПЛЕННОМ ПОЛОЖ. (IN)
2. Автомат защиты сети многофункционального дисплея (MFD) ..... В УТОПЛЕННОМ ПОЛОЖ. (IN)
3. Главный выключатель аккумулятора ..... ВКЛ (ON)
4. Выключатель питания радиоэлектронного оборудования ..... ВКЛ (ON)
5. Сигнализатор МЕСТНОСТЬ НЕ РАБОТАЕТ (TERR INOP) ..... ВЫКЛ (OFF)
6. Для приглашения многофункционального дисплея (MFD), любая клавиша ..... НАЖАТЬ (PRESS)
7. Сенсорные клавиши многофункционального дисплея (MFD) ..... УСТАНОВИТЬ в положение TAWS (SET to TAWS)

Реакция на сигнализацию опасной близости земли

Звуковой сигнал КАБРИР (PULL UP)

Красный сигнал ОПАСНО МЕСТНОСТЬ (TERR WARN)

1. Выровнять крылья, одновременно увеличивая мощность до максимальной.
2. Увеличить угол тангажа до 15 градусов на кабрирование.
3. Отрегулировать угол тангажа для обеспечения безопасной высоты над местностью, учитывая предупреждение о сваливании. Если закрылки выпущены, убрать закрылки (UP).
4. Продолжать набор высоты с углом, наивыгоднейшем для скорости набора высоты (V_x) до достижения безопасной высоты над местностью.

Звуковой сигнал СКОРОСТЬ СНИЖЕНИЯ (SINK RATE)

Звуковой сигнал НЕ СНИЖАТЬСЯ (DON'T SINK)

Желтый сигнал ОСТОРОЖНО МЕСТНОСТЬ (TERR CAUT)

1. Начать соответствующее корректирующее действие для устранения причины срабатывания сигнализации.

Реакция на осведомляющие сигналы

Звуковой сигнал МЕСТНОСТЬ ВПЕРЕДИ (TERRAIN AHEAD)

Звуковой сигнал ПРЕПЯТСТВИЕ ВПЕРЕДИ (OBSTACLE AHEAD)

Желтый сигнал ОСТОРОЖНО МЕСТНОСТЬ (TERR CAUT)

1. Выполнить корректирующее действие, достаточное для отключения сигналов. Прекратить снижение или начать разворот с набором высоты, что необходимо, основываясь на анализе показаний всех имеющихся приборов и всей имеющейся информации.

Звуковой сигнал МЕСТНОСТЬ ВПЕРЕДИ; КАБРИР (OBSTACLE AHEAD; PULL UP)

Звуковой сигнал ПРЕПЯТСТВИЕ ВПЕРЕДИ; КАБРИР (OBSTACLE AHEAD; PULL UP)

Красный сигнал ОПАСНО МЕСТНОСТЬ (TERR WARN)

1. Выровнять крылья, одновременно увеличивая мощность до максимальной.
2. Увеличить угол тангажа до 15° на кабрирование.
3. Отрегулировать угол тангажа для обеспечения безопасной высоты над местностью, учитывая предупреждение о сваливании. Если закрылки выпущены, убрать закрылки (UP).
4. Продолжать набор высоты с углом, наивыгоднейшем для скорости набора высоты (V_x) до достижения безопасной высоты над местностью.

Деактивировать систему TAWS

1. Автомат защиты сети SKYWATCH/TAWS ..... ВЫТЯНУТЬ (PULL)

   или

2. Выключатель питания
   радиоэлектронного оборудования ..... ВЫКЛ (OFF)

Раздел 5 – ЛЕТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Без изменений

Раздел 6 – ЗАГРУЗКА И ЦЕНТРОВКА

Установка системы осведомления и предупреждения о препятствиях и близости земли KGP 560 требует использования следующего дополнительного оборудования (Символ O) при весе и плече, данных в приведенной ниже таблице.

ATA/ Пункт	Наименование	Символ	Кол.	№ детали	Вес блока	Плечо
34-01	Процессор KGP 560	O	1	15963-001	1,25	117,0

Раздел 7 – ОПИСАНИЕ САМОЛЕТА И СИСТЕМ

Система осведомления и предупреждения о местности KGP 560 производит сравнение информации, полученной от навигационного блока Garmin (GPS 1), с объединенной базой данных о местности/препятствиях для создания модели окружающей местности в реальном масштабе времени. Данная «виртуальная» картина затем передается на многофункциональный дисплей (MFD) для обеспечения лучшего ситуационного осведомления пилота.

Система состоит из процессора 560 GA-EGPWS, установленного на нижней стороне откидной платы со стороны пилота, базы данных о местности/препятствиях, встроенной в процессор, конфигурационного модуля, объединенного с электрическим коллектором системы, и сигнального табло TAWS, установленного на левой нижней стороне приборной доски.

Процессор 560 GA-EGPWS получает питание 28 В постоянного тока через 5 А автомат защиты сети SKYWATCH/TAWS, расположенный на шине питания второстепенных потребителей радиоэлектронного оборудования.

Дополнительную информацию о системе см. в *Справочнике пилота на систему KGP 560 и 860 EGPWS, № детали 006-18254-001, Изменение 4 или более позднее*.

Ограничения, накладываемые на систему

- При отсутствии в базе данных о местности какого-либо конкретного района система сигнализации не будет работать в данном районе. Указанный район будет отмечен на странице индикации осведомляющей информации о местности ТЕМНО-КРАСНЫМИ (MAGENTA) точками.
- При заблокированной системе TAWS (например, выбор пилотом ЗАПРЕТ МЕСТН (TERR INHIBIT)) система не будет выдавать звуковые сигналы. На экране многофункционального дисплея (MFD) будет высвечиваться пурпурный блок сообщения с текстом «Запрет TAWS» (TAWS Inhibited) зеленовато-синего цвета.
- Система TAWS не будет доступна и загорится сигнализатор МЕСТНОСТЬ НЕ РАБОТАЕТ (TERR INOP), если любой из следующих блоков не будет работать: многофункциональный дисплей (MFD), основной пилотажный индикатор (PFD), GPS 1, приемоответчик или устройство кодирования информации о высоте.

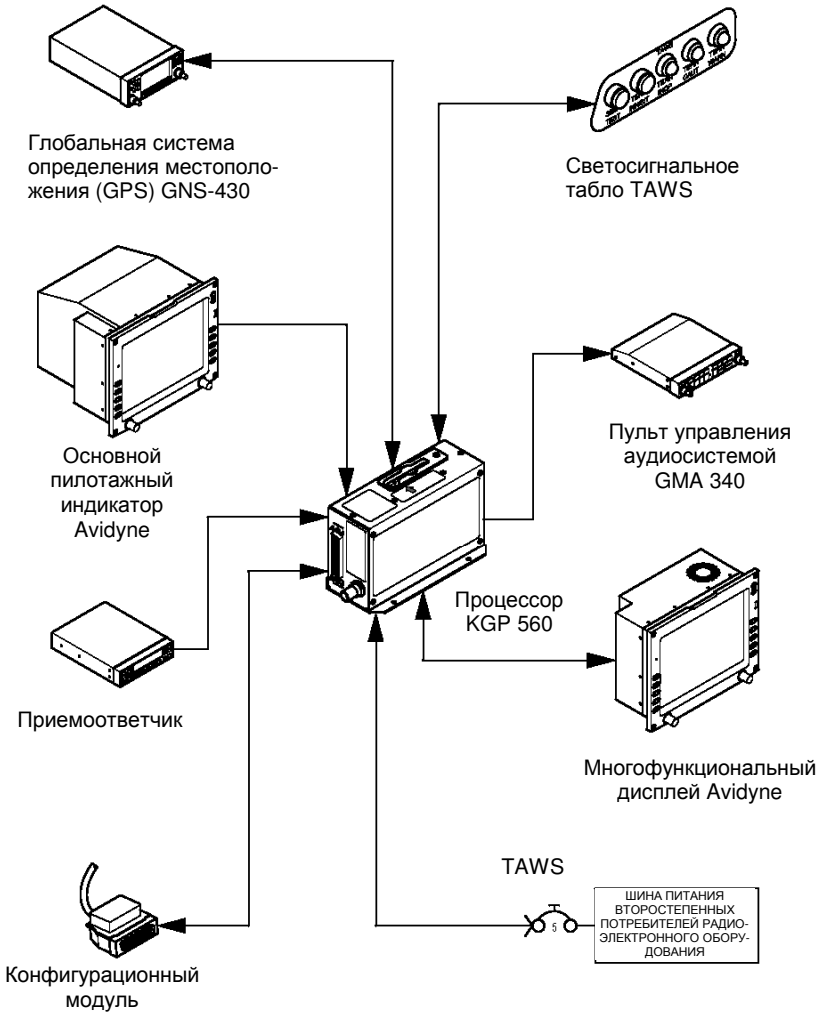


Рисунок 1

Упрощенная схема системы осведомления и предупреждения о препятствиях на местности и опасности близости земли Honeywell KGP 560 TAWS

Светосигнальное табло системы TAWS

Сигнализаторы о характере местности системы TAWS и органы управления ее функциями размещены на светосигнальном табло. Табло состоит из нажимного кнопочного выключателя (САМОКОНТРОЛЬ) (SELF TEST), лампы-кнопки (ЗАПРЕТ МЕСТН) (TERR INHIBIT) и трех светодиодов для сигнализации о местности: ОПАСНО МЕСТНОСТЬ (TERR WARN), ОСТОРОЖНО МЕСТНОСТЬ (TERR CAUT) и МЕСТНОСТЬ НЕ РАБОТАЕТ (TERR INOP).

- САМОКОНТРОЛЬ (SELF TEST) обеспечивает функцию контроля системы.
- ЗАПРЕТ МЕСТ (TERR INHIBIT) – Для запрета мешающих или нежелательных предупреждений в аэропортах, которые отсутствуют в базе данных системы, пилот может пользоваться выключателем ЗАПРЕТ МЕСТН (TERR INHIBIT). Несмотря на то, что выбор данного выключателя заблокирует все визуальные и звуковые сигналы системы, экран осведомляющей информации о местности будет продолжать функционировать, высвечивая на многофункциональном дисплее (MFD) сообщение Сигналы Запрещены (Warnings Inhibited). Во включенном состоянии выключатель будет светиться желтым светом.
- МЕСТН НЕ РАБОТАЕТ (TERR INOP) указывает, что система не работает. Во включенном состоянии светодиод будет светиться желтым светом.
- ОСТОРОЖНО МЕСТНОСТЬ (TERR CAUT) указывает на возможность столкновения с землей или препятствием в пределах 40-60 с. Во включенном состоянии светодиод будет светиться желтым светом.
- ОПАСНО МЕСТНОСТЬ (TERR WARN) – указывает на возможность столкновения с землей или препятствием в пределах 30 с. Во включенном состоянии светодиод будет светиться красным светом.

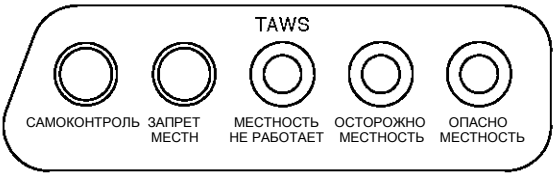
Яркость свечения сигнализаторов регулируется регулятором яркости, расположенным на приборной доске. Светосигнальное табло системы получает питание 28 В постоянного тока через 2 А автомат защиты сети, расположенный на шине питания основных потребителей.

Приоритет в очередности сигналов

При активном состоянии любого из звуковых сигнализаторов системы все звуковые сигналы ДВИЖЕНИЕ (TRAFFIC) заблокированы.

Уведомительное объявление

Уведомительное объявление ПЯТЬСОТ (FIVE HUNDRED) делается при достижении высоты над уровнем земли около 500 футов.



Светосигнализатор	Цвет	Функция
САМОКОНТРОЛЬ	НЕТ	Обеспечение функции контроля системы TAWS
ЗАПРЕТ МЕСТН	ЖЕЛТЫЙ	Запрет всех функций сигнализации системы TAWS
МЕСТНОСТЬ НЕ РАБОТАЕТ	ЖЕЛТЫЙ	Сигнализация нерабочего состояния системы TAWS
ОСТОРОЖНО МЕСТНОСТЬ	ЖЕЛТЫЙ	Возможность столкновения с землей или препятствием в пределах 40-60 с
ОПАСНО МЕСТНОСТЬ	КРАСНЫЙ	Возможность столкновения с землей или препятствием в пределах 30 с

Рисунок 2
Светосигнальное табло TAWS

Индикация осведомляющей информации о местности на многофункциональном дисплее (MFD)

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Не пользоваться осведомляющей информацией о местности для навигации. Система TAWS предназначена для использования только в качестве средства ситуационного осведомления и не может обеспечивать такую точность отображения местности, только на основе которой можно было бы принимать решения о выполнении маневров для облета препятствий на местности и обхода препятствий.

Для выбора страницы для индикации осведомляющей информации о местности на многофункциональном дисплее (MFD) повернуть ручку переключения страниц в положение TAWS.

Сигнализаторы о характере местности и препятствий являются средством сигнализации самых критических ситуаций, индицируемых системой TAWS. Имеется два вида сигнализации:

- **Предупреждающий сигнал (Caution Alert)** – для сигнализации возможности столкновения с землей или препятствием в пределах 40-60 с. При включении сигнализатора местность или препятствие, вызвавшее срабатывание данного сигнала, высвечивается ярко-желтым светом. Кроме того, в прямоугольнике сообщений на многофункциональном дисплее (MFD) появляется сообщение с описанием характера сигнала.
- **Аварийный сигнал (Warning Alert)** для сигнализации возможности столкновения с землей или препятствием в пределах 30 с. При включении сигнализатора местность или препятствие, вызвавшее срабатывание данного сигнала, высвечивается ярко-красным цветом. Кроме того, в прямоугольнике сообщений появляется сообщение с описанием характера сигнала.

При активном предупреждающем или аварийном сигнале воспроизводимое на экране изображение несколько увеличивается в масштабе для обеспечения лучшего обзора местности или препятствия на экране.

Если сигнализация о местности или препятствии происходит при индикации другой страницы, а не страницы индикации осведомляющей информации о местности, в прямоугольнике сообщений появляется сигнальное сообщение о местности или препятствии. Если пилот подтверждает данное сообщение, многофункциональный дисплей (MFD) автоматически переключится на страницу индикации осведомляющей информации о местности.

Прямоугольник сообщения снимается с экрана, если система TAWS больше не находится в состоянии сигнализации или если пилот подтверждает сообщение со страницы индикации осведомляющей информации о местности.

Зависимость геометрической высоты от измеренного уровня моря

Геометрическая высота над измеренным уровнем моря (MSL-G) или геометрическая высота может высвечиваться в левой части экрана многофункционального дисплея (MFD) для индикации высоты над измеренным уровнем моря (MSL), вычисленной системой GPS.

Эти данные служат основой для цветовой кодировки страницы осведомляющей информации о местности и в качестве входных данных в алгоритм обзора передней полусферы системой TAWS. Поскольку эти данные поступают от системы GPS геометрическая высота может отличаться от откорректированной барометрической высоты. Ошибка определения геометрической высоты может составлять 100 футов и данную геометрическую высоту нельзя использоваться для навигации. Высота MSL-G выводится на экран исключительно для дополнительного ситуационного осведомления пилота о действительной высоте относительно измеренного уровня моря, на которой основывается индикация местности и сигнализация о местности с помощью системы TAWS.

Самоконтроль

Правильность функционирования системы TAWS можно проверить при нахождении самолета на земле следующим образом:

1. Выбрать страницу системы на многофункциональном дисплее (MFD).

2. Сбросить все предупреждающие сигнальные сообщения в правом нижнем углу.
3. Убедиться, что выключатель ЗАПРЕТ МЕСТН (TERR INHIBIT) не включен и кратковременно нажать выключатель САМОКОНТРОЛЬ (SELF TEST).
   a. Желтая лампа МЕСТНОСТЬ НЕ РАБОТАЕТ (TERR INOP) должна гореть.
   b. Желтая лампа МЕСТНОСТЬ НЕ РАБОТАЕТ (TERR INOP) должна погаснуть.
   c. Красная лампа ОПАСНО МЕСТНОСТЬ (TERR WARN) должна гореть.
   d. Звуковое сообщение СИСТЕМА EGPWS ОК (EGPWS SYSTEM OK) передается по громкоговорителю в кабине экипажа.
   e. Красная лампа ОПАСНО МЕСТНОСТЬ (TERR WARN) должна погаснуть.
   f. Желтая лампа ОСТОРОЖНО МЕСТНОСТЬ (TERR CAUT) должна гореть.
   g. Желтая лампа ОСТОРОЖНО МЕСТНОСТЬ (TERR CAUT) должна погаснуть.
   h. Схема самоконтроля местности должна появиться на многофункциональном дисплее (MFD).
   i. Схема самоконтроля местности должна исчезнуть после нескольких переключений индикации местности.
   j. Предупреждающее сигнальное сообщение Самоконтроль Датчиков системы (TAWS Sensor Self Test) должно появиться в правом нижнем углу многофункционального дисплея (MFD).
4. Подтвердите и сбросьте данное предупреждающее сообщение.

Оперативный справочник пилота и утвержденное FAA Руководство по летной эксплуатации самолета

Дополнение 8

СИСТЕМА КОНДИЦИОНИРОВАНИЯ ВОЗДУХА

После установки на самолет SR22 фирмы Cirrus Design системы кондиционирования воздуха настоящее Дополнение вступает в силу и оно должно быть включено в Раздел Дополнений (Разд. 9) Оперативного справочника пилота самолета SR22 фирмы Cirrus Design. Данный документ должен постоянно находиться на борту самолета. Содержащаяся в настоящем документе информация дополняет, аннулирует или исключает информацию, представленную в тексте основного Оперативного справочника пилота самолета SR22.

Примечание. Указание *«Самолеты с крылом G3»* распространяется на самолеты № 2334, № 2420, № 2438 и последующие.

Указание *«Самолеты до установки крыла G3»* распространяется на самолеты № 1602, № 1821, № 1840, с № 1863 по № 2333, с № 2335 по № 2419 и с № 2421 по № 2437.

Изменение, внесенное в Дополнение к Оперативному справочнику пилота под обозначением Изменение 01 от 27.03.07, аннулирует и заменяет первый выпуск этого Дополнения, выпущенное 26.01.06.

Раздел 1 – ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Система кондиционирования воздуха предназначена для обогрева и охлаждения пространства кабины до задаваемой температуры и поддержания комфортной относительной влажности воздуха. Система состоит из компрессора с приводом от двигателя, конденсора, испарительного агрегата, утилизирующего теплообменника, воздухозаборника наружного воздуха, воздухосмесительной камеры, вентилятора, распределительного коллектора, системы воздухопроводов, диффузора лобового стекла, вентиляционных сопел, соответствующих трубопроводов, элементов управления, приводов, электропроводки выбора режима расхода и регулирования температуры воздуха.

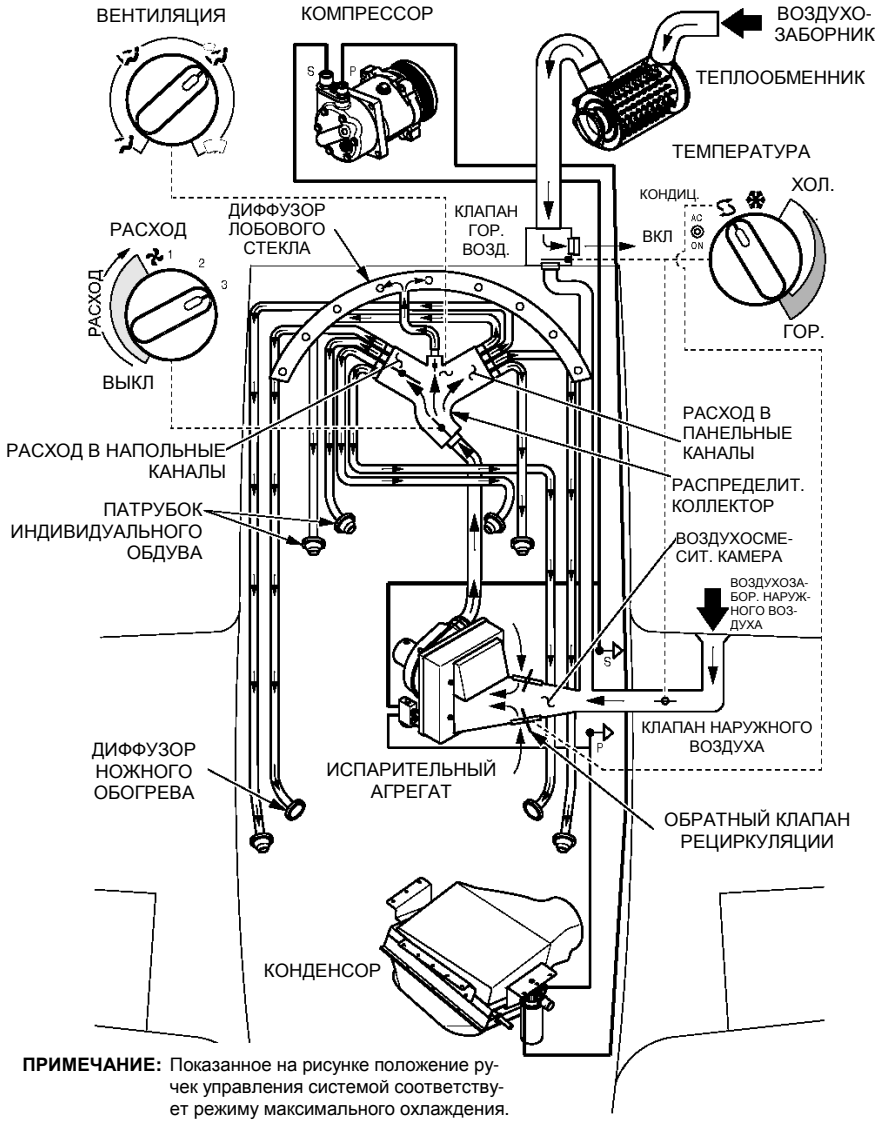
Самолеты до установки крыла G3: Вентиляция и охлаждение обеспечивается подачей наружного воздуха от воздухозаборника на правом крыле в воздухосмесительную камеру под передним пассажирским креслом. В зависимости от выбранного режима работы и температуры, воздух из воздухосмесительной камеры поступает либо непосредственно в распределительную систему, либо, в режиме кондиционирования, – подвергается дальнейшему охлаждению в испарительном агрегате, смонтированном рядом с воздухосмесительной камерой. Обогрев кабины осуществляется путем смешивания поступающего для вентиляции наружного воздуха из воздухозаборника с нагретым воздухом, который подается из муфтообразного теплообменника, охватывающего правый выходной глушитель двигателя. Под воздействием давления скоростного напора или с помощью вентилятора кондиционированный воздух затем нагнетается в распределительный коллектор, посредством которого регулируется расход воздуха и режим вентиляции.

Самолеты с крылом G3: Вентиляция и охлаждение обеспечивается подачей наружного воздуха от воздухозаборника NACA на правой нижней панели капота в воздухосмесительную камеру, расположенную внизу справа на противопожарной перегородке. В зависимости от выбранного режима работы и температуры, воздух из воздухосмесительной камеры поступает либо непосредственно в распределительную систему, либо, в режиме кондиционирования, – подвергается дальнейшему охлаждению, проходя через испари-

тельный агрегат, установленный под передним пассажирским креслом. Обогрев кабины осуществляется путем смешивания поступающего для вентиляции наружного воздуха из воздухозаборника с нагретым воздухом, который подается из теплообменника в воздухосмесительной камере на противопожарной перегородке. Из воздухосмесительной камеры, которая также контролирует расход воздуха в кабину, кондиционированный воздух под воздействием давления скоростного напора или с помощью вентилятора нагнетается в распределительный коллектор, регулирующий режим вентиляции.

Выбор величины расхода, температуры и режима вентиляции осуществляется с пульта управления системой, установленного справа на приборной доске.

Система кондиционирования воздуха функционирует только во время работы двигателя самолета.



ПРИМЕЧАНИЕ: Показанное на рисунке положение ручек управления системой соответствует режиму максимального охлаждения.

Рисунок 1 (Лист 1 из 2)
Схема системы кондиционирования воздуха –
Самолеты до установки крыла G3

Рисунок 1 (Лист 2 из 2)
Схема системы кондиционирования воздуха –
Самолеты с крылом G3 и последующие

Раздел 2 – ОГРАНИЧЕНИЯ

Установка системы кондиционирования воздуха не приводит к каким-либо изменениям в тексте Разд. 2 Ограничения исходного Оперативного справочника пилота.

Раздел 3 – ДЕЙСТВИЯ В АВАРИЙНЫХ СИТУАЦИЯХ

Отказ двигателя в полете

1. Система кондиционирования ..... ВЫКЛ (OFF)

Запуск двигателя в воздухе

1. Система кондиционирования ..... ВЫКЛ (OFF)

Частичное падение мощности двигателя

1. Система кондиционирования ..... ВЫКЛ (OFF)

Низкое давление масла

1. Система кондиционирования ..... ВЫКЛ (OFF)

Удаление дыма и гари (См. Рис. 2)

1. Система кондиционирования ..... ВЫКЛ (OFF)
2. Селектор температуры ..... ХОЛ. (COLD)
3. Переключатель режимов вентиляции ..... Установить в положение НОГИ/ПАНЕЛИ/УДАЛ. ЛЬДА
4. Переключатель расхода воздуха ..... Установить в положение СК. ВЕНТ. 3

Если источник дыма и гари находится перед противопожарной перегородкой:

   a. Переключатель режимов вентиляции ..... ВЫКЛ (OFF)

5. Сферические поворотные сопла в панелях ..... ОТКРЫТЬ (OPEN)
6. Как можно скорее произвести посадку.

Если для удаления дыма и гари из кабины установленного расхода воздуха недостаточно:

7. Двери кабины ..... ПРИОТКРЫТЬ (PARTIALLY OPEN)

Перед приоткрыванием двери в полете возможно потребуется убавить скорость.

Пожар в кабине в полете

1. Система кондиционирования ..... ВЫКЛ (OFF)

Раздел 3а – ДЕЙСТВИЯ В СЛОЖНЫХ СИТУАЦИЯХ

Отказ генератора

1. Система кондиционирования ..... ВЫКЛ (OFF)

Отказ системы индикации работы двигателя

1. Система кондиционирования ..... ВЫКЛ (OFF)

Горит сигнальная лампа НИЗКОЕ НАПРЯЖЕНИЕ

1. Система кондиционирования ..... ВЫКЛ (OFF)

Раздел 4 – ВЫПОЛНЕНИЕ НОРМАЛЬНОГО ПОЛЕТА

Предполетный осмотр

1. Вентиляционные отверстия системы ..... Не загрязнены
2. Дренажные отверстия системы ..... Не загрязнены

Работа системы на земле

Примечание. Для ускорения процесса охлаждения кабины, до запуска двигателя оставьте на некоторое время дверь кабины открытой, чтобы дать возможность горячему воздуху выйти из самолета.

Чтобы максимально охладить кабину, поверните переключатель расхода воздуха в положение СК. ВЕНТ. 3, переключатель режимов вентиляции – в положение НОГИ/ПАНЕЛИ/УДАЛ. ЛЬДА, а селектор температуры – на режим рециркуляции. Убедитесь, что отверстия сферических поворотных сопел приборной доски и подлокотников открыты (См. Рис. 1).

1. Пульт управления системой ..... ВЫБРАТЬ желаемый режим и температуру

2. Напряжение ..... КОНТРОЛИРОВАТЬ

Примечание. Если отмечается разряд аккумулятора, уменьшите электрическую нагрузку.

3. Светосигнальные табло ..... ПРОВЕРИТЬ ЗАГОРАНИЕ

   a. Убедитесь, что табло предупредительной сигнализации ГЕНЕР 1 (ALT1) погасло, и стрелка амперметра находится в положительном секторе шкалы

4. Параметры работы двигателя ..... ПРОВЕРИТЬ

Перед взлетом

1. Система кондиционирования ..... ВЫКЛ (OFF)

Раздел 5 – ЛЕТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Работа системы кондиционирования воздуха вызывает следующие изменения летных характеристик самолета:

1. Мощность тормозной системы снижается приблизительно на 6 тормозных л. с.

2. Взлетная дистанция: Добавьте 100 футов к расчетной длине разбега и 150 футов к дистанции до точки пролета препятствий на высоте 50 футов.

3. Максимальная скорость набора высоты снижается приблизительно на 50 фут/мин. Для обеспечения максимальной скорости набора высоты систему кондиционирования воздуха необходимо выключить.

4. Крейсерская скорость снижается приблизительно на 2 узла. При желании обеспечить максимальное значение параметра, систему кондиционирования воздуха необходимо выключить.

5. Дальность полета уменьшается приблизительно на 1 %, для обеспечения максимальной дальности система кондиционирования воздуха должна быть выключена.

Раздел 6 – ЗАГРУЗКА И ЦЕНТРОВКА

Установка системы кондиционирования воздуха вызывает необходимость использования дополнительного оборудования (Символ О) при весе и плече, что отражено в следующей таблице:

ATA/ Пункт	Наименование	Символ	Кол.	№ детали	Вес блока	Плечо
21-01	Компрессор	О	1	17557-001	15,0	93,1
21-02	Конденсор	О	1	21209-001	17,0	132,8
21-03	Испарительный агрегат	О	1	21114-002	17,5	199,5

Раздел 7 – ОПИСАНИЕ СИСТЕМЫ

Система кондиционирования воздуха работает от постоянного тока напряжением 28 вольт, подаваемого через 15-амперный автомат защиты сети конденсора на шине СКВ 1 (A/C Bus 1), 15-амперный автомат защиты сети вентилятора испарительного агрегата и 7,5-амперный автомат защиты «Компрессор/Пульт управления» (Compressor/Control panel) на основной шине СКВ 2 (A/C Bus 2).

Распределение потока воздуха

Наружный воздух поступает в систему распределения воздуха по кабине из воздухозаборника в передней кромке правой консоли крыла *(самолеты до установки крыла G3)*, в нижней правой панели капота *(самолеты с крылом G3)* и через клапан с поворотной заслонкой на противопожарной перегородке.

После кондиционирования воздух из системы воздуховодов под воздействием скоростного напора или с помощью вентилятора нагнетается в кабину через сферические поворотные сопла, диффузоры обогрева ног и диффузор лобового стекла. Посредством переключателя режимов вентиляции на пульте управления системой можно установить комбинированный режим подачи воздуха через напольные сопла и сопла удаления наледи с лобового стекла.

Кроме этого, кондиционированный воздух подается непосредственно ко всем сферическим поворотным соплам панелей и подлокотников, индивидуально устанавливаемым в требуемом положении пилотом и пассажирами.

Обогрев

Под воздействием скоростного напора наружный воздух из воздухозаборника в верхней правой панели капота через верхний капот нагнетается в теплообменник. После этого, нагретый воздух поступает в установленный на передней стенке противопожарной перегородки клапан с поворотной заслонкой, который регулирует поток горячего воздуха в распределительную систему кабины. Когда клапан с поворотной заслонкой открыт, воздух проходит в смесительную камеру кабины. При закрытом положении клапана нагретый воздух выходит в двигательный отсек, а оттуда выводится за борт потоком воздуха, охлаждающего двигатель.

Охлаждение

Вентиляция и охлаждение кабины обеспечивается скоростным напором через воздухозаборник в передней кромке правой консоли крыла (*самолеты до установки крыла G3*), воздухозаборник в нижней правой панели капота (*самолеты с крылом G3*) и/или систему кондиционирования.

Холодильный агент R134A в парообразном состоянии поступает в установленный на двигателе компрессор, где подвергается сжатию до момента, пока температура теплонесущих паров не станет значительно превышать температуру наружного воздуха. После этого компрессор вытесняет пары в конденсор, где они охлаждаются и превращаются в жидкость, которая поступает в приемник-осушитель. Функция приемника-осущителя заключается в фильтрации жидкости, удаления из нее воды и обеспечении устойчивого потока жидкого холодильного агента в испарительный агрегат через расширительный клапан – термоуправляемый дозирующий клапан, который регулирует расход жидкого холодильного агента в испарительный агрегат. В испарительном агрегате жидкий холодильный агент снова возвращается в газообразное состояние, абсорбируя

тепло. Затем испарительный агрегат абсорбирует тепло воздуха, проходящего через змеевик; находящаяся в воздухе влага конденсируется и через дренажное отверстие в нижней части фюзеляжа выводится в атмосферу. Из испарительного агрегата пары холодильного агента возвращаются в компрессор и цикл повторяется.

В нормальном режиме работы системы кондиционирования наружный воздух из воздухозаборника попадает в испарительный агрегат, охлаждается, проходя через змеевик испарительного агрегата, после чего поступает в распределительный коллектор. В максимальном режиме, или в режиме рециркуляции, клапан наружного воздуха закрывается и открываются клапаны испарительного агрегата, позволяя поступающему в кабину воздуху рециркулировать и подвергаться дальнейшему охлаждению при прохождении через змеевик испарительного агрегата, чтобы затем вновь поступить в распределительный коллектор.

Циркуляция кондиционированного воздуха через систему происходит под воздействием скоростного напора или с помощью вентилятора, установленного вблизи испарительного агрегата.

Выбор величины расхода

Самолеты до установки крыла G3: Переключатель величины расхода на пульте управления системой регулирует объем поступающего в распределительную систему кабины воздуха посредством механической связи с поворотной заслонкой клапана, установленного на задней стенке противопожарной перегородки. За чертой сектора шкалы, соответствующей полностью открытому положению заслонки, включается вентилятор, имеющий три скорости вращения.

Самолеты с крылом G3: Переключатель величины расхода на пульте управления системой регулирует объем поступающего в распределительную систему кабины воздуха посредством электромеханической связи с поворотной заслонкой клапана, установленного в смесительной камере на передней стенке противопожарной перегородки. Когда переключатель режимов вентиляции переставляется в положения, соответствующие 1-ой, 2-ой или 3-ей скорости вращения вентилятора, электромагнитная связь полностью открывает клапан с поворотной заслонкой. После этого вентилятор с

изменяемой скоростью вращения подает воздух в распределительный коллектор, смонтированный в центральной части задней стенки противопожарной перегородки.

Выбор режима вентиляции

После выхода из распределительного коллектора кондиционированный воздух посредством переключателя режимов вентиляции может в дозированных количествах распределяться к пассажирским креслам и/или к лобовому стеклу. Этот переключатель механически связан с поворотными заслонками клапанов у входов в диффузор лобового стекла и в систему напольных воздуховодов. Обеспечивается непрерывный приток воздуха в сферические поворотные сопла на панелях и подлокотниках. Управление режимом индивидуальной вентиляции осуществляется на всех креслах кабины в пределах от выключения до максимума путем установки сферического поворотного сопла в желаемое положение.

Когда переключатель режимов вентиляции установлен в крайнее левое положение, оба клапана с поворотными заслонками закрыты, и в сферические поворотные сопла на панелях и подлокотниках поступает максимальное количество воздуха.

При повороте переключателя на четверть оборота по часовой стрелке открывается клапан с поворотной заслонкой на полу кабины, пропуская воздух к диффузорам обогрева ног пассажиров задних кресел и к патрубкам обдува передних кресел, установленным внизу отбортовок обеих дверей.

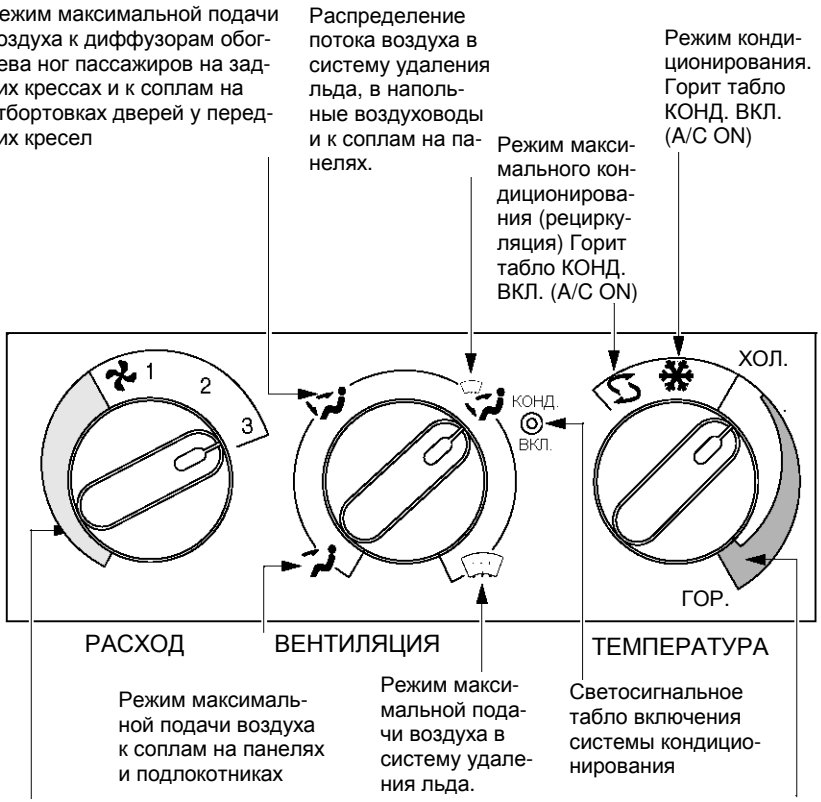
Поворот переключателя еще на четверть оборота по часовой стрелке открывает клапан с поворотной заслонкой на диффузоре лобового стекла, вследствие чего происходит разделение потока воздуха на подачу одной его части на механизм удаления льда, а другой – к напольным соплам кабины.

Если переключатель режимов вентиляции установлен в крайнее правое положение, то клапан с поворотной заслонкой на полу кабины закрыт, и к диффузору лобового стекла поступает максимальное количество воздуха.

В случае выбора положения переключателя «полное открытие/максимальный режим удаления льда» включается система кондиционирования, и теплый сухой воздух поступает в диффузор лобового стекла для предотвращения запотевания.

Выбор температуры воздуха в кабине

Селектор температуры механически связан с клапанами подачи горячего и холодного воздуха. При поворачивании селектора одновременно открываются и закрываются оба клапана, позволяя горячему и холодному воздуху поступать в воздухосмесительную камеру. При повороте селектора к символу снежинки полностью закрывается клапан с поворотной заслонкой на противопожарной перегородке и включается система кондиционирования воздуха. Если селектор установлен в положение, обозначенное символом рециркуляции, то полностью закрывается клапан наружного воздуха, и начинается процесс рециркуляции поступающего в кабину воздуха, чем обеспечивается максимальный рабочий режим системы кондиционирования. Световое табло КОНД. ВКЛ (A/C ON) загорается при установке селектора температуры в положения, обозначенные символами снежинки и рециркуляции.



Поворот переключателя изменяет объем подаваемого воздуха в распределительную систему кабины путем открывания или закрывания клапана с поворотной заслонкой на распределительном коллекторе. За чертой сектора шкалы, соответствующей полностью открытому положению заслонки, включается вентилятор, имеющий три скорости вращения.

При поворачивании селектора одновременно открываются и закрываются клапаны с поворотной заслонкой в каналах горячего и наружного воздуха, обеспечивая подачу кондиционированного (смешанного) воздуха в распределительную систему.

ПРИМЕЧАНИЕ: Показанное на рисунке положение ручек управления системой соответствует аварийному режиму удаления из кабины дыма и гари. Если источник дыма и гари расположен перед противопожарной перегородкой, поставьте переключатель расхода воздуха в положение ВЫКЛ. (OFF).

Рисунок 2 (Лист 1 из 2)

Работа системы кондиционирования воздуха – Самолеты до установки крыла G3

SR22

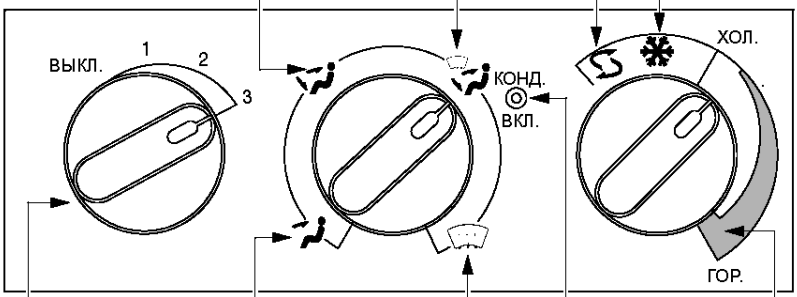
ОПЕРАТИВНЫЙ СПРАВОЧНИК ПИЛОТА

Режим максимальной подачи воздуха к диффузорам обогрева ног пассажиров на задних крессах и к соплам на отбортовках дверей у передних кресел.

Распределение потока воздуха в систему удаления льда, в напольные воздуховоды и к соплам на панелях.

Режим кондиционирования. Горит табло КОНД. ВКЛ. (A/C ON)

Режим максимального кондиционирования (рециркуляция) Горит табло КОНД. ВКЛ. (A/C ON)



Режим максимальной подачи воздуха к соплам на панелях и подлокотниках

Режим максимальной подачи воздуха в систему удаления льда.

Светосигнальное табло включения системы кондиционирования

Поворот переключателя изменяет объем подаваемого в распределительную систему кабины воздуха посредством электромеханической связи с поворотной заслонкой клапана (горячего воздуха), установленного в смесительной камере на передней стенке противопожарной перегородки. Когда переключатель режимов вентиляции переставляется в положения, соответствующие 1-ой, 2-ой или 3-ей скорости вращения вентилятора, электромагнитная связь полностью открывает заслонку клапана горячего воздуха, после чего включается вентилятор, имеющий три скорости вращения.

При поворачивании селектора одновременно открываются и закрываются клапаны с поворотной заслонкой в каналах горячего и наружного воздуха, обеспечивая подачу кондиционированного (смешанного) воздуха в распределительную систему.

ПРИМЕЧАНИЕ: Показанное на рисунке положение ручек управления системой соответствует аварийному режиму удаления из кабины дыма и гари.
Если источник дыма и гари расположен перед противопожарной перегородкой, поставьте переключатель расхода воздуха в положение ВЫКЛ. (OFF).

Рисунок 2 (Лист 2 из 2)

Оперативный справочник пилота и утвержденное FAA Руководство по летной эксплуатации самолета

Дополнение 9

КОМАНДНЫЙ ПИЛОТАЖНЫЙ ПРИБОР AVIDYNE

После установки командного пилотажного прибора Avidyne на самолет SR22 фирмы Cirrus Design настоящее Дополнение к Оперативному справочнику пилота вступает в силу и должно быть включено в Раздел Дополнений (Разд. 9) Оперативного справочника пилота самолета SR22 фирмы Cirrus Design. Данный документ должен постоянно находиться на борту самолета. Информация, содержащаяся в данном Дополнении, дополняет, аннулирует или исключает информацию, содержащуюся в основном Оперативном справочнике пилота.

Примечание. Изменение, внесенное в Дополнение к Оперативному справочнику пилота, опубликованное как Изменение 1 и датированное 15.12.07, аннулирует и заменяет первое издание данного Дополнения, датированного 12.10.05.

Раздел 1 – ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Система командного пилотажного прибора улучшает ситуационную осведомленность благодаря уменьшению рабочей нагрузки на экипаж, достигаемому использованием пилотом визуального ориентира в виде показаний командной стрелки командного пилотажного прибора основного пилотажного индикатора. Выполняя развороты или изменяя угол тангажа самолета в соответствии с «указанием» командной стрелки, пилот будет следовать по нужному курсу для прибытия в запрограммированное место назначения.

Рисунок 1

Основной пилотажный индикатор и командный пилотажный прибор Avidyne

Раздел 2 – ОГРАНИЧЕНИЯ

1. Система командного пилотажного прибора скомплексирована с системой основного пилотажного индикатора (PFD). Соблюдение ограничений, содержащихся в основном Оперативном справочнике пилота самолета SR22 в отношении основного пилотажного индикатора (PFD), является обязательным.
2. Во время всех полетов у пилота должен быть Справочник пилота на основной пилотажный индикатор Avidyne FlightMax серии Entegra, P/N 600-00142-000, Изменение 03 или последнее Изменение.

Раздел 3 – ДЕЙСТВИЯ В АВАРИЙНЫХ СИТУАЦИЯХ

Без изменений

Раздел 4 – ВЫПОЛНЕНИЕ НОРМАЛЬНОГО ПОЛЕТА

Без изменений

Раздел 5 – ЛЕТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Без изменений

Раздел 6 – ЗАГРУЗКА И ЦЕНТРОВКА

Без изменения

Раздел 7 – ОПИСАНИЕ САМОЛЕТА И СИСТЕМ

В системе командного пилотажного прибора, полностью скомплексированного с автопилотом 55X системы S-Tec, символ самолета в виде «летящей W» на основном пилотажном индикаторе заменен командными стрелками командного пилотажного прибора и клином.

Система состоит из двух ламп-кнопок, установленных на левой верхней стороне приборной доски, и соответствующих реле и электропроводки между индикатором (PFD) и автопилотом. Остальная часть системы командного пилотажного прибора полностью зависит от программного обеспечения.

При работе автопилота в вертикальном режиме ряд командных стрелок командного пилотажного прибора будет показывать положение самолета, требуемое для отслеживания командного сигнала автопилота. В режиме работы «Автопилот», АП (AP) будет находиться в поле сигнализации режима автопилота, командные стрелки будут видны и окрашены в темно-красный цвет и самолет должен отслеживать положение стрелок.

При работе только в командно-пилотажном режиме, КПП (FD) будет высвечиваться в поле сигнализации режима автопилота, командные стрелки будут видны и окрашены в зеленый цвет, и пилоту необходимо отклонять органы управления полетом в соответствии с положениями стрелок.

Ниже приводится описание цвета световых сигналов и соответствующее состояние автопилота и командного пилотажного прибора:

Сигнализация отсутствует	• Автопилот выключен (OFF). *Или* • Автопилот отключен для управления по крену и тангажу.
Зеленый сигнал АП ВКЛ (AP ON)	• Автопилот включен для управления по крену и/или тангажу. • Если автопилот работает в режиме управления по крену и тангажу, сигнал АП (AP) появляется на верхней кромке индикатора PFD, а командные стрелки командного пилотажного прибора окрашены в ТЕМНО-КРАСНЫЙ цвет.
Желтый сигнал АП ВЫКЛ (AP OFF), КПП ВКЛ (FD ON)	• Автопилот не сопряжен. • Если автопилот работает в режиме управления по крену и тангажу, КПП ВКЛ (FD ON), сигнал КПП (FD) появляется на верхней кромке индикатора PFD и командные стрелки КПП окрашены в ЗЕЛЕНЫЙ цвет.

Система командного пилотажного прибора получает питание 28 В постоянного тока через 5 А автомат защиты сети АВТОПИЛОТ (AUTOPILOT), расположенный на шине питания основных потребителей.

Более полное описание командного пилотажного прибора, его рабочих режимов и дополнительное подробное описание порядка действий см. в *Справочнике пилота на основной пилотажный индикатор Avidyne FlightMax серии Entegra*.

Оперативный справочник пилота и утвержденное FAA Руководство по летной эксплуатации самолета

Дополнение 10

ПРИБОРЫ КОНТРОЛЯ РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЯ AVIDYNE EMAX™

После установки системы приборов контроля работы двигателя Avidyne EMax™ на самолет SR22 фирмы Cirrus Design настоящее Дополнение к Оперативному справочнику пилота вступает в силу и должно быть включено в Раздел Дополнений (Разд. 9) Оперативного справочника пилота самолета SR22. Данный документ должен постоянно находиться на борту самолета. Информация, содержащаяся в данном Дополнении, дополняет, аннулирует или исключает информацию, содержащуюся в основном Оперативном справочнике пилота самолета SR22.

Примечание. Изменение, внесенное в Дополнение к Оперативному справочнику пилота под обозначением Изменение 1 и датированное 15.12.07, аннулирует и заменяет первый выпуск данного Дополнения, названного первым и датированное 12.10.05.

SR22

ОПЕРАТИВНЫЙ СПРАВОЧНИК ПИЛОТА

Раздел 1 – ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Приборы контроля работы двигателя EMax™ обеспечивают выдачу пилоту параметров двигателя, отображаемых на имитированных приборах и параметров электрических систем, выводимых в специально отведенной зоне экрана многофункционального дисплея EX5000C.

1 – Обороты
2 – Давление
3 – Мощность, %
4 – Температура масла
5 – Давление масла
6 – 2700 об/мин
7 – Температура наружного воздуха 15 °C
8 – 55 фунт/кв. дюйм
9 – Топливо
10 – 26,7 дюйма ртутного столба
11 – Оптимальная экономичность
12 – Электропитание

Рисунок 1
Приборы контроля работы двигателя Avidyne EMax™

Раздел 2 – ОГРАНИЧЕНИЯ

Без изменений

Раздел 3 – ДЕЙСТВИЯ В АВАРИЙНЫХ СИТУАЦИЯХ

Без изменений

Раздел 4 – ВЫПОЛНЕНИЕ НОРМАЛЬНОГО ПОЛЕТА

Без изменений

Раздел 5 – ЛЕТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Без изменений

Раздел 6 – ЗАГРУЗКА И ЦЕНТРОВКА

Установка приборов контроля работы двигателя Avidyne вызывает необходимость использования следующего дополнительного оборудования (символ О) при весе и плече, представленных в приведенной ниже таблице:

АТА/ Пункт	Наименование	Символ	Кол.	№ детали	Вес блока	Плечо
34-03	Датчики двигателя	О	11	-	1,0	75,0
34-04	Блок датчиков двигателя	О	1	14843-001	1,1	118,0
34-05	Коллектор датчиков двигателя	О	1	15030-001	0,9	92,0
34-06	Коллектор датчиков двигателя в кабине	О	1	15032-001	2,1	108,0

Раздел 7 – ОПИСАНИЕ САМОЛЕТА И СИСТЕМ

Блок датчиков двигателя сопряжен с установленными на двигателе датчиками, некоторые из которых используются вместе со стандартными бортовыми приборами самолета и обеспечивают выдачу данных на экран многофункционального дисплея.

На самолетах, оборудованных приборами контроля работы двигателя EMax™, обеспечивается индикация всех режимов двигателя и параметров на специально выделенной странице контроля работы двигателя на многофункциональном дисплее. На многофункциональном дисплее также выводятся данные о двигателе и топливе в блоках данных в виде полноэкранной движущейся карты. В случае превышения каждый вышедший за пределы параметр высвечивается на экране для привлечения к нему немедленного внимания. Устройство контроля работы двигателя также обеспечивает сбор данных путем постоянной записи критических параметров двигателя.

Система приборов контроля работы двигателя получает питание 28 В постоянного тока через 5 А прерыватель приборов контроля работы двигателя, расположенного на основной шине 1.

Более полное описание приборов контроля работы двигателя EMax, его режимов работы и дополнительное подробное описание порядка действий *см. в Справочнике пилота на систему Avidyne FlightMax EX5000C*.

Оперативный справочник пилота и утвержденное FAA Руководство по летной эксплуатации

Дополнение 11

ЭЛЕКТРОННЫЕ КАРТЫ ЗАХОДА НА ПОСАДКУ AVIDYNE CMAX™

После установки системы электронных карт захода на посадку Avidyne CMax™ на самолет SR22 фирмы Cirrus Design, настоящее Дополнение к Оперативному справочнику пилота вступает в силу и должно быть включено в Раздел Дополнений (Разд. 9) Оперативного справочника пилота самолета SR22. Данный документ должен постоянно находиться на борту самолета. Информация, содержащаяся в данном Дополнении, дополняет, аннулирует или исключает информацию, содержащуюся в основном Оперативном справочнике пилота самолета SR22.

Примечание. Изменение, внесенное в Дополнение к Оперативному справочнику пилота под обозначением Изменение 1 и датированное 15.12.07, аннулирует и заменяет первый выпуск данного Дополнения, названного первым и датированного 12.10.05.

Раздел 1 – ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Электронные карты захода на посадку Avidyne CMax™ позволяют пилоту просматривать на многофункциональном дисплее EX5000C данные на карте с порядком действий в зоне аэропорта. Если карта имеет географическую привязку, символ принадлежности и участки плана полета могут быть расположены на карте с целью улучшения ситуационной осведомленности пилота. Большинство карт захода на посадку и схем аэропортов имеют географическую привязку; большинство карт прилета, отлета и вспомогательных карт не имеют данной привязки.

Рисунок 1

Электронные карты захода на посадку Avidyne CMax™

Раздел 2 – ОГРАНИЧЕНИЯ

1. Не пользоваться картами захода на посадку CMax для самолетовождения. Схемы захода на посадку предназначены для использования только в качестве средства улучшения ситуационной осведомленности.

2. Во время всех полетов пилот должен иметь Справочник пилота на систему Avidyne Flightmax EX5000C, P/N 600-00108-000, Изменение 03 или более позднее.

Раздел 3 – ДЕЙСТВИЯ В АВАРИЙНЫХ СИТУАЦИЯХ

Потеря электронных карт захода на посадку CMax™

- В случае невозможности индикации на многофункциональном дисплее карт захода на посадку, использовать резервные данные захода на посадку, такие как бумажные копии или дорожные ЭВМ, содержащие программное обеспечение и данные JeppView.

- При отсутствии резервных данных связаться со службой УВД для получения данных по заходу на посадку.

Раздел 4 – ВЫПОЛНЕНИЕ НОРМАЛЬНОГО ПОЛЕТА

Примечание. Для CMax не требуются резервные карты захода на посадку. Тем не менее, рекомендуется иметь резервные данные захода на посадку для подхода к аэропорту вылета, назначения и запасному аэропорту. См. описание системы CMax в данном Дополнении.

Раздел 7 – ОПИСАНИЕ САМОЛЕТА И СИСТЕМ

Оборудование CMax полностью зависит от программного обеспечения. Дополнительные аппаратные средства не требуются.

Примечание. Для электронных карт системы CMax не требуются резервные карты захода на посадку. Тем не менее, рекомендуется иметь резервные данные захода на посадку для подхода к аэропорту вылета, назначения

и запасному аэропорту. Резервные данные захода на посадку могут содержаться в печатных копиях опубликованных карт захода на посадку, дорожной ЭВМ с программным обеспечением и данными JeppView, или заметках с данными по управлению заходом на посадку в вертикальной плоскости (Система Garmin 430 может выводить на экран информацию об управлении в боковой плоскости при заходе на посадку).

Более полное описание карт захода на посадку CMax, их режимов работы и дополнительное подробное описание порядка действий см. в Справочнике пилота на систему Avidyne FlightMax EX5000C.

Оперативный справочник пилота и утвержденное FAA Руководство по летной эксплуатации самолета

Дополнение 12

СПУТНИКОВАЯ МЕТЕОСИСТЕМА XM

После установки спутниковой метеосистемы XM на самолет SR22 фирмы Cirrus Design настоящее Дополнение к Оперативному справочнику пилота вступает в силу и должно быть включено в Раздел Дополнений (Разд. 9) Оперативного справочника пилота самолета SR22. Данный документ должен постоянно находиться на борту самолета. Информация, содержащаяся в данном Дополнении, дополняет, аннулирует или исключает информацию, содержащуюся в основном Оперативном справочнике пилота самолета SR22.

Примечание. Изменение, внесенное в Дополнение к Оперативному справочнику пилота под обозначением Изменение 1 и датированное 15.12.07, аннулирует и заменяет первый выпуск данного Дополнения, названного первым и датированного 12.10.05.

Раздел 1 – ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Спутниковая метеосистема XM улучшает ситуационную осведомленность пилота благодаря отображению графической информации о метеоусловиях в реальном масштабе времени на странице КАРТА (MAP) многофункционального дисплея EX5000C.

Рисунок 1

Спутниковая метеосистема XM. Карта погоды

Раздел 2 – ОГРАНИЧЕНИЯ

1. Не пользоваться спутниковой метеосистемой XM для самолетовождения. Спутниковая метеосистема XM предназначена для использования только в качестве средства улучшения ситуационной осведомленности пилота.

Раздел 3 – ДЕЙСТВИЯ В АВАРИЙНЫХ СИТУАЦИЯХ

Без изменений

Раздел 4 – ВЫПОЛНЕНИЕ НОРМАЛЬНОГО ПОЛЕТА

Без изменений

Раздел 5 – ЛЕТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Без изменений

Раздел 6 – ЗАГРУЗКА И ЦЕНТРОВКА

Установка спутниковой метеосистемы XM вызывает необходимость использования дополнительного оборудования (символ O) при весе и плече, представленных в таблице.

ATA/ Пункт	Наименование	Символ	Кол.	№ детали	Вес блока	Плечо
34-07	Радиоприемник XM	O	1	16665-001	1,7	114,0

Раздел 7 – ОПИСАНИЕ САМОЛЕТА И СИСТЕМ

Спутниковая метеосистема XM повышает ситуационную осведомленность пилота благодаря графическому представлению метеоусловий в реальном масштабе времени. Антенна XM, объединенная с антенной COM 1, получает метеоинформацию от спутников с двукратным резервированием. Данный сигнал передается на радио

приемник XM, который установлен на приборной доске со стороны второго пилота и который расшифровывает и накладывает метеоданные на страницу КАРТА (MAP) многофункционального дисплея EX5000C.

После активации спутниковая метеосистема XM будет выполнять наложение следующей информации на многофункциональный дисплей EX5000C:

- NEXRAD Radar
- METARs
- SIGMETs
- AIRMETs
- TFRs
- Удары молнии.

Спутниковая метеосистема XM получает питание 28 В постоянного тока через 3 А прерыватель Метео/Грозоотметчик (Weather/Stormscope), расположенный на шине питания второстепенных потребителей.

Более полное описание спутниковой метеосистемы XM, ее режимов работы и дополнительное подробное описание порядка действий *см. в Руководстве пилота на систему Avidyne FlightMax EX5000C*.

Оперативный справочник пилота и утвержденное FAA Руководство по летной эксплуатации самолета

Дополнение 13

МАЛОГАБАРИТНЫЙ ВОЗДУШНЫЙ ВИНТ С КОМПОЗИТНЫМИ ЛОПАСТЯМИ ПРОИЗВОДСТВА ФИРМЫ HARTZELL

После установки на самолет SR22 фирмы Cirrus Design воздушного винта модели PHC-J3YF-1N/N7605 фирмы Hartzell настоящее Дополнение вступает в силу, должно быть включено в раздел Дополнений (Разд. 9) Оперативного справочника пилота самолета SR22. Этот документ должен постоянно находиться на борту самолета. Содержащаяся в настоящем документе информация дополняет, аннулирует или исключает информацию, представленную в тексте основного Оперативного справочника пилота самолета SR22.

Раздел 1 – ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

За дополнительной информацией по малогабаритному воздушному винту с композитными лопастями обращайтесь к Руководству по эксплуатации воздушного винта производства фирмы Hartzell, P/N 145, Изменение 1 или более позднее.

Раздел 2 – ОГРАНИЧЕНИЯ

Ограничения по силовой установке

Малогабаритный воздушный винт Hartzell с композитными лопастями

Тип воздушного винта ..... Воздушный винт постоянной частоты вращения, трехлопастный

Модель PHC-J3YF-1N/N7605

Диаметр ..... 78,0 дюймов (76,5 дюйма минимум)

Раздел 3 – ДЕЙСТВИЯ В АВАРИЙНЫХ СИТУАЦИЯХ

Установка данного воздушного винта на самолет несколько снижает характеристики планирования. Пользуйтесь нижеприведенной таблицей.

Максимальное планирование

Условия:

Двигатель ..... ВЫКЛ (OFF)
Воздушный винт ..... Авторотация
Закрылки ..... 0 % (УБРАНЫ)
Ветер ..... Нулевой

Пример:

Высота ..... 10000 футов над уровнем земли
Воздушная скорость ..... Оптимальное планирование

Дальность планирования ..... 13,9 морской мили

Скорость оптимального планирования

3400 фунтов ..... 88 KIAS

Качество максимального планирования ~ 8,5 : 1

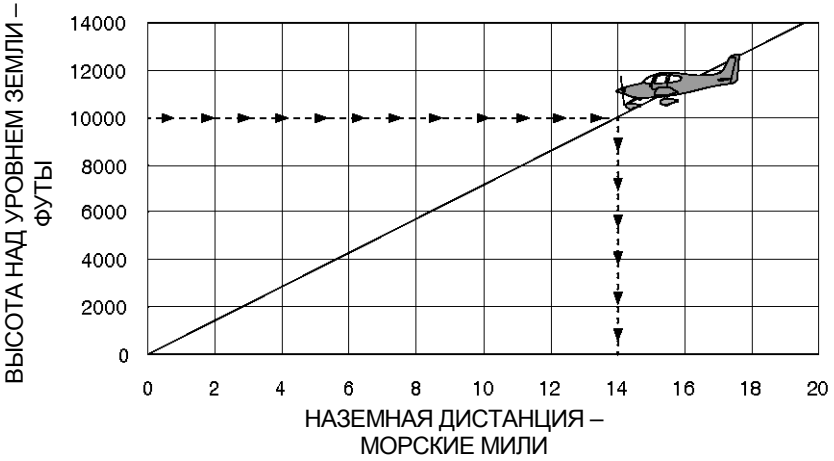


Рисунок 1

Максимальное планирование

Раздел 4 – ВЫПОЛНЕНИЕ НОРМАЛЬНОГО ПОЛЕТА

Набор высоты

Самолет с воздушным винтом данной модели должен использовать более высокие скорости набора высоты для обеспечения охлаждения двигателя. При наборе высоты выполняйте процедуру, описанную в Руководстве по летной эксплуатации самолета, принимая во внимание данные по летной характеристике, приведенные в Разделе 5 настоящего Дополнения.

Характеристики по шуму / Снижение шума

Сертифицированные уровни шума для самолета SR22 производства фирмы Cirrus Design, установленные согласно Авиационным правилам FAR 36, Приложение G, приведены в следующей таблице:

Конфигурация	Уровень шума	
	действительный	максимально допустимый
Трехлопастный воздушный винт модели Hartzell PHC-J3YF-1N/N7605	83,50 дБ (A)	88,00 дБ (A)

Раздел 5 – ЛЕТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Установка данного воздушного винта на самолет приводит к изменению значений скорости набора высоты, потребных для охлаждения двигателя в жаркие дни. Пользуйтесь данными по всем летным характеристикам, содержащимися в Руководстве по летной эксплуатации самолета, за исключением нижеприведенных таблиц.

Градиент набора высоты в полете по маршруту

Условия:

- Режим ..... Полный газ
- Рабочая смесь ..... По таблице
- Закрылки ..... 0 % (убраны)
- Воздушная скорость ..... Оптимальная скороподъемность

Пример:

Температура наружного воздуха ..... 20 °C

Вес ..... 3400 фунтов

Барометрическая высота ..... 4000 футов

Воздушная скорость набора высоты ..... 109 узлов

Градиент ..... 529 фут/мор. миля

Примечание.

- Приведенные в таблице значения градиента – это прирост высоты для пройденной горизонтальной дистанции, выраженный в футах на морскую милю.
- При выполнении полета при температуре наружного воздуха ниже приведенной в таблице, используйте данные, соответствующие самому низкому табличному значению температуры.
- При выполнении полета при температуре наружного воздуха выше приведенной в таблице следует быть предельно внимательным.

Вес, фунты	Барометрическая высота, футы	Скорость набора высоты, KIAS	Градиент набора высоты, фут/мор. миля				
			Температура, °C				
			-20	0	20	40	МСА
3400	**Уровень моря**	112	769	731	694	657	703
	2000	110	682	645	610	574	689
	4000	109	598	563	529	495	607
	6000	108	518	484	451	419	528
	8000	107	440	408	376	346	452
	10000	105	366	335	305	276	379
	12000	104	295	266	237	209	308
	14000	103	228	199	171	145	240
	16000	102	163	135	109	84	175
2900	**Уровень моря**	112	951	907	862	819	873
	2000	110	849	806	763	722	867
	4000	109	751	709	669	629	771
	6000	108	657	617	578	540	679
	8000	107	567	529	491	455	591
	10000	105	481	444	408	374	506
	12000	104	398	363	329	296	425
	14000	103	320	286	253	222	346
	16000	102	244	212	181	152	271

Скороподъемность в полете по маршруту

Условия:

- Режим ..... Полный газ
- Рабочая смесь ..... По таблице
- Закрылки ..... 0 % (убраны)
- Воздушная ..... Оптимальная скорость скороподъемность

Пример:

Температура ..... 20 °C наружного воздуха

Вес ..... 3400 фунтов

Барометрическая ..... 6000 футов высота

Воздушная скорость ..... 108 узлов набора высоты

Скороподъемность ..... 913 фут/мин

Примечание.

- Приведенные в таблице значения скороподъемности – это изменение высоты в футах в единицу времени, выраженное в футах в минуту.
- При выполнении полета при температуре наружного воздуха ниже приведенной в таблице используйте данные, соответствующие самому низкому табличному значению температуры.
- При выполнении полета при температуре наружного воздуха выше приведенной в таблице следует быть предельно внимательным.

Вес, фунты	Барометрическая высота, футы	Скорость набора высоты, KIAS	Скороподъемность, фут/мин				
			Температура, °C				
			-20	0	20	40	МСА
3400	**Уровень моря**	112	1328	1314	1292	1266	1298
	2000	110	1211	1192	1167	1138	1179
	4000	109	1093	1070	1041	1008	1060
	6000	108	974	946	913	877	941
	8000	107	853	821	784	745	822
	10000	105	730	694	654	612	703
	12000	104	606	566	523	477	584
	14000	103	481	437	390	341	465
	16000	102	354	306	255	203	346
2900	**Уровень моря**	112	1636	1622	1600	1572	1606
	2000	110	1503	1484	1458	1426	1479
	4000	109	1368	1345	1314	1278	1344
	6000	108	1233	1204	1169	1130	1208
	8000	107	1095	1062	1023	980	1073
	10000	105	957	918	875	829	939
	12000	104	816	773	726	676	804
	14000	103	675	627	576	523	670
	16000	102	532	480	425	368	536

Раздел 6 – ЗАГРУЗКА И ЦЕНТРОВКА

Установка воздушного винта данной модели вызывает необходимость использования следующего дополнительного оборудования (Символ О) при весе и плече, что отражено в следующей таблице:

ATA/ Пункт	Наименование	Символ	Кол.	№ детали	Вес блока	Плечо
61-01	Установка винта *без* противообледенительной системы	О	1	18973-001	67,2	48,0
61-02	Установка винта *с* противообледенительной системой	О	1	18974-001	68,0	48,0

Раздел 7 – ОПИСАНИЕ САМОЛЕТА И СИСТЕМ

На самолете установлен трехлопастный неавторотирующий воздушный винт постоянной скорости вращения. Выполненные из композитного материала лопасти смонтированы на алюминиевой втулке, внутри которой находится механизм изменения шага. Механизм изменения шага воздушного винта состоит из цилиндра с поршнем, штока поршня и элементов поворота лопастей. Более подробная информация о системе воздушного винта содержится в основном Оперативном справочнике пилота.

Раздел 8 – УХОД, ОБСЛУЖИВАНИЕ И ТЕХНИЧЕСКОЕ ОБСЛУЖИВАНИЕ

Обслуживание воздушного винта

Кок и диск крепления необходимо часто чистить и осматривать на предмет отсутствия трещин. Перед каждым полетом осматривайте воздушный винт, чтобы убедиться в отсутствии на нем забоин, царапин и вмятин. В случае обнаружения дефектов, их должен как можно быстрее устранить аттестованный механик, так как вокруг

забоины или царапины образуется участок концентрации напряжений, а это может привести к возникновению значительных трещин или к потере законцовки винта.

Лопасти винта окрашены долговечным износостойким покрытием специального состава. При обнаружении эрозии покрытия лопасти необходимо окрасить заново для обеспечения должной защиты от коррозии. Окрашивание нужно производить на специализированном ремонтном предприятии, имеющем соответствующую лицензию.

Допускается подкрашивание лопастей аэрозольной краской с соблюдением рекомендаций, изложенных в Руководстве по эксплуатации воздушного винта производства фирмы Hartzell, P/N 145, Изменение 1 или более позднее.

Раздел 10 – ИНФОРМАЦИЯ ПО БЕЗОПАСНОСТИ

Без изменений.

Оперативный справочник пилота и утвержденное FAA Руководство по летной эксплуатации самолета

Дополнение 14

КРЫЛО G3

После установки крыла G3 на самолеты SR22 фирмы Cirrus Design №№ 2334, 2420, 2438 и последующие настоящее Дополнение вступает в силу и должно быть включено в Раздел Дополнений (Разд. 9) Оперативного справочника пилота самолета SR22. Данный документ должен постоянно находиться на борту самолета. Информация, содержащаяся в данном Дополнении, дополняет, аннулирует или исключает информацию, содержащуюся в основном Оперативном справочнике пилота самолета SR22.

Примечание. Данное Изменение, внесенное в Дополнение к Оперативному Справочнику пилота под обозначением Изменение 01 от 11.11.07, аннулирует и заменяет первый выпуск этого Дополнения, выпущенный 27.03.07.

Раздел 1 – ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

В конструкции крыла G3 используются стандартный лонжерон, нервюра и воспринимающий поперечные усилия профиль. Верхняя и нижняя обшивка приклеена к лонжерону, нервюрам и воспринимающей поперечные усилия задней стенке лонжерона и образует кессон крыла, который воспринимает все действующие на крыло нагрузки изгиба и кручения. Воспринимающие поперечные усилия задние стенки лонжерона имеют аналогичную конструкцию, но они не проходят через фюзеляж. Главный лонжерон С-образного сечения изготовлен из слоистого эпоксидного/углепластика и выполнен неразъемным от одного конца крыла до другого. Лонжерон крыла проходит под фюзеляжем под двумя передними креслами и крепится к фюзеляжу в двух местах. Нагрузки от подъемной силы и посадочные нагрузки воспринимаются неразъемным сплошным лонжероном плюс парой задних стенок лонжерона, воспринимающих поперечные усилия (по одной на каждом крыле) и закрепленных к фюзеляжу.

Геометрия крыла G3 несколько изменена: Угол V между двумя аэродинамическими поверхностями увеличен на 1°, что позволило отказаться от соединительной системы между элеронами и рулем направления.

Диапазон центровок (зона расположения ЦТ самолета) расширен, благодаря чему допускается некоторое увеличение значения передней центровки при бóльших значениях общего веса самолета.

Главная стойка шасси несколько смещена внутрь, и угол установки стойки увеличен с целью увеличения высоты самолета на 1,5 дюйма.

Бак с этиленгликольной жидкостью противообледенительной системы вынесен из фюзеляжа и заменен кессонным баком в левой консоли крыла, а пористые панели удлинены и полностью закрывают переднюю кромку крыла.

Другими изменениями, внесенными в конструкцию крыла G3, являются следующие:

- Увеличение объема топливного бака.

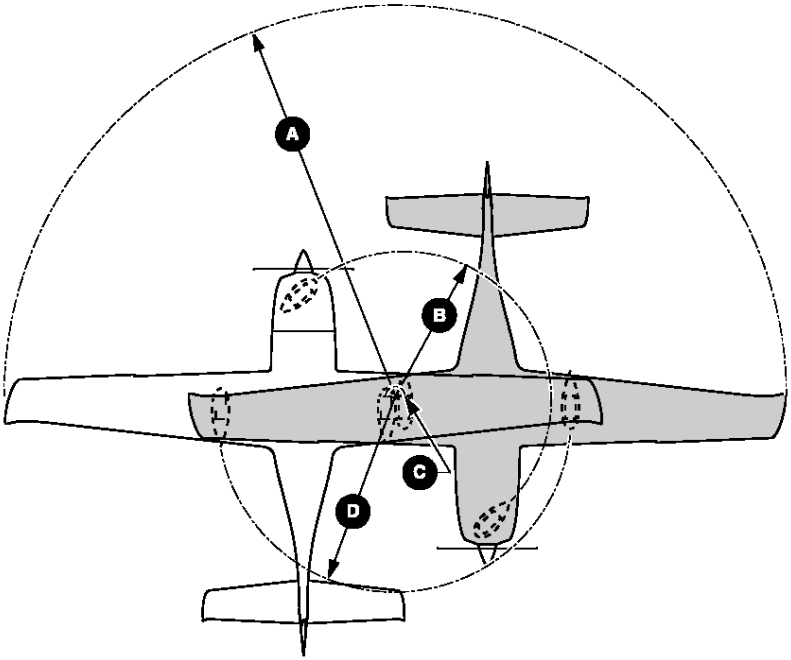
- Законцовка крыла с встроенными опознавательными огнями передней кромки.
- Перемещение заборников наружного воздуха на капот двигателя и соответствующие изменения системы искусственного климата.
- Улучшенная аэродинамика задней кромки крыла.
- Обтекатели корневой части крыла улучшенной конструкции.
- Перемещение отверстия предупреждения о приближении к сваливанию.

САМОЛЕТ

Топливо

Общий объем ..... 94,5 галлонов США (358,0 л)

Полный объем расходуемого ..... 92,0 галлонов США (348,0 л)
топлива



БЕЗОПАСНЫЕ РАДИУСЫ РАЗВОРОТА НА ЗЕМЛЕ

A РАДИУС ДЛЯ ЗАКОНЦОВКИ КРЫЛА ..... 24,3 фут. (7,41 м)

B РАДИУС ДЛЯ НОСОВОЙ СТОЙКИ ШАССИ..... 7,0 фут. (2,16 м)

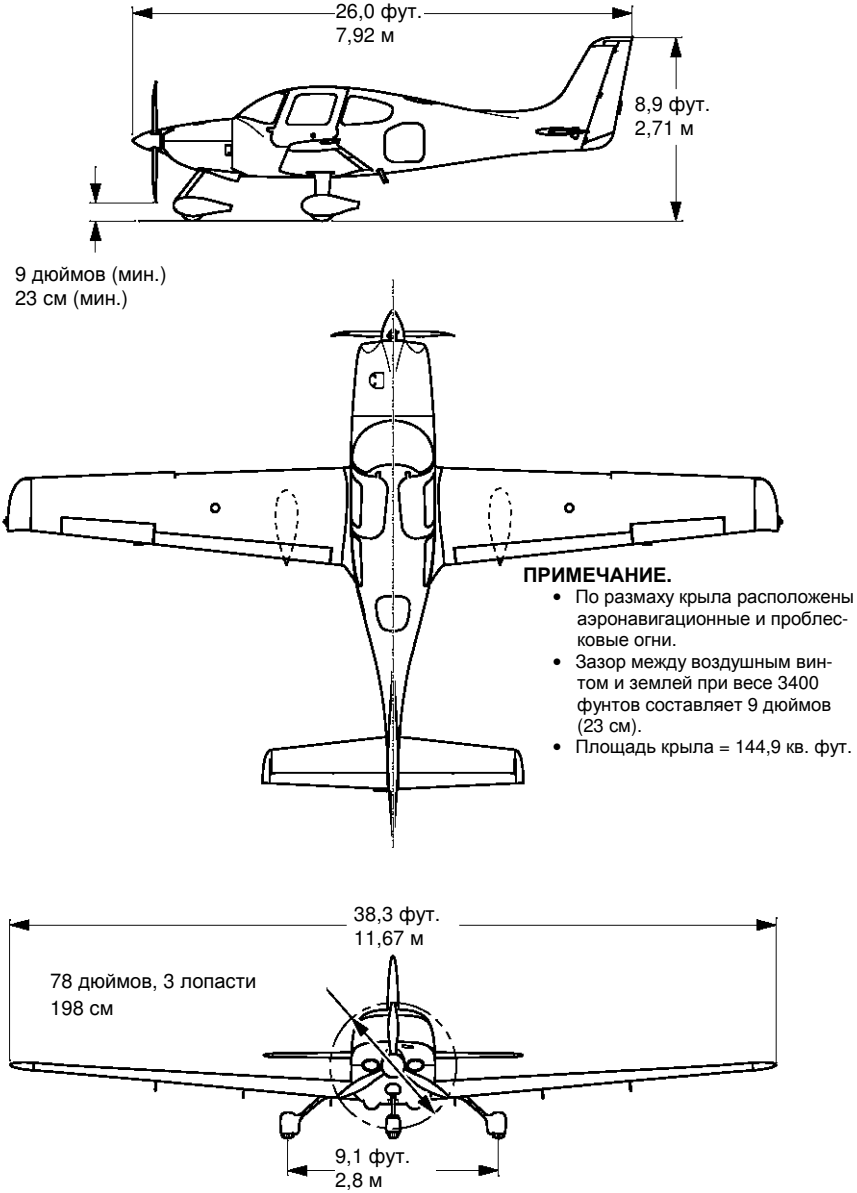
C РАДИУС ДЛЯ ВНУТРЕННЕЙ СТОЙКИ ШАССИ ..... 0,5 фут. (0,15 м)

D РАДИУС ДЛЯ ВНЕШНЕЙ СТОЙКИ ШАССИ.....9,1 фут. (2,77 м)

РАСЧЕТ РАДИУСОВ РАЗВОРОТА СДЕЛАН ДЛЯ УСЛОВИЯ ЗАТОРМАЖИВАНИЯ ОДНОГО КОЛЕСА И ЧАСТИЧНОГО ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ТЯГИ. ДЕЙСТВИТЕЛЬНЫЙ РАДИУС РАЗВОРОТА МОЖЕТ ИЗМЕНЯТЬСЯ НА ТРИ ФУТА.

Рисунок 1

Радиусы разворота



ПРИМЕЧАНИЕ.

- По размаху крыла расположены аэронавигационные и проблесковые огни.
- Зазор между воздушным винтом и землей при весе 3400 фунтов составляет 9 дюймов (23 см).
- Площадь крыла = 144,9 кв. фут.

Рисунок 2

Общий вид самолета в трех проекциях

Раздел 2 – ОГРАНИЧЕНИЯ

Ограничения по воздушной скорости

Расчет приборных скоростей, указанных в приведенной ниже таблице, основан на тарировках указателя воздушной скорости, данных в Разд. 5, с использованием штатного источника статического давления. В случае использования резервного источника статического давления учесть разницу тарировки указателя воздушной скорости при применении штатного и резервного источников статического давления.

Скорость	KIAS	KCAS	Примечания
V_{NE}	200	204	**Непревышаемая скорость** – предельно допустимая скорость, которая не может быть превышена ни при каких обстоятельствах.
V_{NO}	177	180	**Максимальная крейсерская скорость**, ограничиваемая прочностью конструкции – скорость, которую можно превысить только в спокойном воздухе и только с осторожностью.
V_O, 3400 фунтов	133	135	**Эксплуатационная скорость маневрирования** – максимальная скорость, при которой можно применять полное отклонение органов управления. Ниже данной скорости самолет попадает в режим сваливания до достижения максимальных эксплуатационных нагрузок. Выше данной скорости полное отклонение органов управления может вызвать разрушение самолета.
V_{FE} Закрылки – 50 % Закрылки – 100 %	 119 104	 120 104	**Максимальная скорость с выпущенными закрылками** – наибольшая скорость, допускаемая при выпущенных закрылках крыла.
V_{PD}	133	135	**Максимальная скорость при раскрытии парашюта** – максимальная скорость, при которой было продемонстрировано раскрытие парашюта.

Маркировка указателя воздушной скорости

Маркировка указателей воздушной скорости основана на результатах тарировок указателя воздушной скорости, приведенных в Разд. 5, с использованием штатного источника статического давления. При использовании резервного источника статического давления учесть разницу тарировок указателя воздушной скорости при использовании штатного и резервного источников статического давления.

Маркировка	Значение (KIAS)	Примечания
Белый сектор	62 – 104	Эксплуатационный диапазон скоростей с полностью выпущенными закрылками. Нижний предел – самая неблагоприятная скорость сваливания в посадочной конфигурации. Верхний предел – максимальная скорость, допустимая при выпущенных закрылках.
Зеленый сектор	73 – 177	Диапазон рабочих режимов. Нижний предел – скорость сваливания при максимальном весе при предельной передней центровке с убранными закрылками. Верхний предел – максимальная крейсерская скорость, ограничиваемая прочностью конструкции.
Желтый сектор	177 – 200	Диапазон осторожного пилотирования. Полеты должны выполняться с осторожностью и только в спокойном воздухе.
Красная линия	200	Непревышаемая скорость. Максимальная скорость для любых условий полетов.

Ограничения по силовой установке

Воздушный винт

Винт MT

Тип воздушного винта ..... Воздушный винт постоянной частоты вращения, трехлопастный

Модель MTV-9-D/198-52

Диаметр ..... 78,0 дюймов

Ограничения по весу

Максимальный взлетный вес ..... 3400 фунтов (1542 кг)*

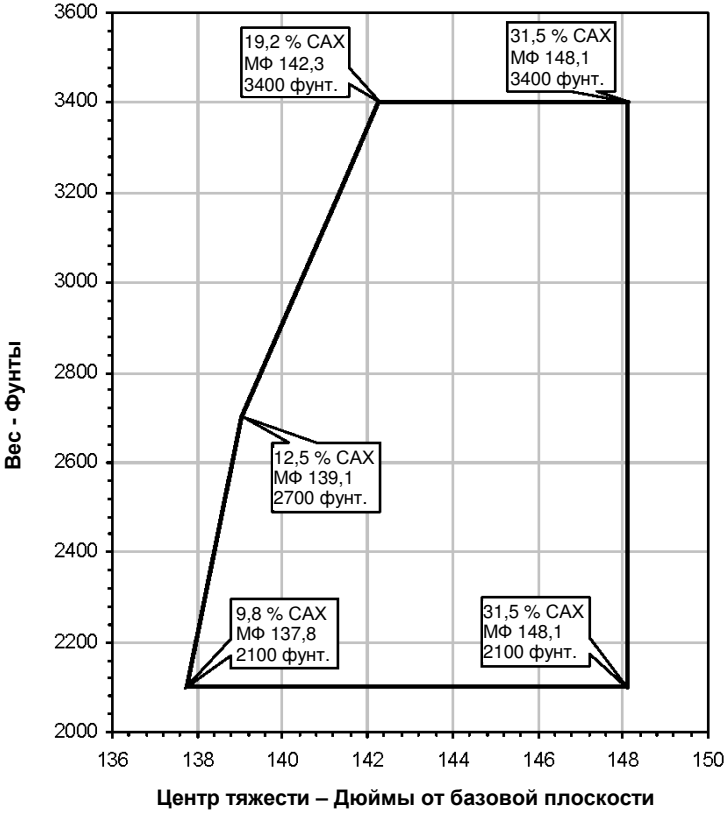
* без изменений

Ограничения по центровкам

Базовая плоскость ..... 100 дюймов перед противопожарной перегородкой

Передняя ..... *См. рис. 3*

Задняя ..... *См. рис. 3*



Предельная передняя центровка – Передний предел: МФ 137,8 (9,8 % САХ) при весе 2100 фунтов, с плавным переходом по прямой к МФ 139,1 (12,5 % САХ) при весе 2700 фунтов, и к МФ 142,3 (19,2 % САХ) при весе 3400 фунтов.
Предельная задняя центровка – Задний предел: МФ 148,1 (31,5 % САХ) при всех весах от 2100 до 3400 фунтов.

Рисунок 3
Диапазон центровок

Ограничения по топливу

Разрешенные марки ..... Авиационное топливо 100 LL (голубое) или 100 (зеленое)

Общий объем топлива ..... 94,5 галлонов США (358,0 л)

Общее количество топлива
в каждом баке ..... 47,25 галлонов США (179,0 л)

Полный объем расходуемого топлива
(при любых условиях полета) ..... 92,0 галлонов США (348,0 л)

Максимально допустимый дисбаланс
по топливу ..... 10,0 галлонов США (1/4 бака)

При взлете, наборе высоты, посадке и переключении расходных баков подкачивающий насос (BOOST) топливной системы должен быть включен.

Панель управления двигателем:

УБРАНЫ

50 % 119 KIAS

ЗАКРЫЛКИ

100 % 104 KIAS

ПЕРЕД ПОЛЕТОМ: ЗАФИКСИРОВАТЬ КРЕСЛА ЭКИПАЖА, ПЕРЕВЕСТИ РЫЧАГИ УПРАВЛЕНИЯ В КРАЙНЕЕ НИЖНЕЕ ПОЛОЖЕНИЕ

МАКС

ПОЛНОЕ ОБОГАЩ.

МОЩНОСТЬ

РАБ. СМЕСЬ

СЦЕПЛЕНИЕ

ПЕРЕД ПЕРЕКЛЮЧЕНИЕМ РАСХОДНЫХ БАКОВ ВКЛЮЧИ ПОДКАЧИВАЮЩИЙ НАСОС

ПОД-КАЧКА

ТОПЛ. НАСОС

ПРО-КАЧКА

МА-ЛЫЙ ГАЗ

ОСТАНОВ

ЛЕВ. 46 ГАЛЛ.США РАСХОД. ТОПЛ.

ПРАВ. 40 ГАЛЛ.США РАСХОД. ТОПЛ.

ВЫКЛ

ВЫКЛ

ДЛЯ ВЫКЛЮЧЕНИЯ – ПОДНИМИ КНОПКУ

На крыле, у крышек заливных горловин:

ПОЛНАЯ вместимость – 46 ГАЛЛ. США (174 ЛИТРА) РАСХОДУЕМЫЙ ОБЪЕМ – ДО МЕТКИ 30 ГАЛЛ. США (114 Л)

AVGAS, МИН. СОРТ 100LL или 100

AVGAS MIN GRADE 100LL OR 100

46 U.S. GALS. (174 LITERS) TOTAL USABILE CAPACITY

30 U.S. GALS. (114 LITERS) USABLE TO TAB

Самолеты, зарегистрированные в Бразилии и эксплуатируемые в соответствии с Авиационными правилами Национального Управления гражданской авиации (Agência Nacional de Aviação).

AVGAS - OCTANAGEM MÍNIMA 100 LL OU 100/130

174 LITROS (46 U.S. GAL) CAPACIDADE TOTAL UTILIZÁVEL

114 LITROS (30 U.S. GAL) CAPACIDADE APENAS UTILIZÁVEL NO NÍVEL DA ABA

Рисунок 4

Трафаретные надписи

Раздел 3 – ДЕЙСТВИЯ В АВАРИЙНЫХ СИТУАЦИЯХ

Аварийное снижение

1. Рычаг управления двигателем ..... МАЛЫЙ ГАЗ (IDLE)

2. Рабочая смесь ..... КАК НЕОБХОДИМО

ВНИМАНИЕ. Если прогнозируется сильная турбулентность, при снижении не превышайте значение приборной воздушной скорости V_{NO} (177 KIAS).

3. Воздушная скорость ..... V_{NE} (200 KIAS)

Удаление дыма и гари

При обнаружении в кабине дыма и/или гари проверить параметры двигателя для определения признака нарушения работы двигателя. При обнаружении утечки топлива включение блоков электрооборудования может вызвать пожар. Если в кабине экипажа ощущается сильный запах топлива, направить самолет на приемлемый ближайший аэродром посадки. Использовать маршрут захода на *вынужденную посадку* и перекрыть подачу топлива в двигатель, как только безопасная посадка обеспечена.

1. Переключатель температуры..... ХОЛОДНЫЙ (COLD)

2. Переключатель режимов вентиляции ..... НОГИ/ПАНЕЛЬ/УДАЛЕНИЕ ЛЬДА (FEET/PANEL/DEFROST)

3. Переключатель расхода воздуха.....УСТАНОВИТЬ СКОРОСТЬ ВЕНТИЛЯТОРА ВО ВКЛЮЧЕННОЕ ПОЛОЖЕНИЕ (3) (ON) НА МАКСИМУМ

Если источник дыма и гари находится впереди противопожарной перегородки:

а. Переключатель расхода воздуха ..... ВЫКЛ (OFF)

4. Сферические поворотные сопла в панелях ..... ОТКРЫТЬ (OPEN)

5. Подготовиться к посадке как можно быстрее.

Если для удаления дыма или гари из кабины установленного расхода воздуха недостаточно:

6. Двери кабины ..... ПРИОТКРЫТЬ (PARTIALLY OPEN)

   Чтобы приоткрыть дверь кабины в полете может понадобиться снизить воздушную скорость.

Пожар в двигателе в полете

В случае пожара в двигателе в полете не пытайтесь вновь запустить двигатель.

1. Рабочая смесь ..... ПЕРЕКРЫТЬ (CUTOFF)
2. Топливный насос ..... ВЫКЛ (OFF)
3. Переключатель топлива ..... ВЫКЛ (OFF)
4. Переключатель расхода воздуха ..... ВЫКЛ (OFF)
5. Рычаг управления двигателем ..... МАЛЫЙ ГАЗ (IDLE)
6. Замок зажигания ..... ВЫКЛ (OFF)
7. Двери кабины ..... ПРИОТКРЫТЬ (PARTIALLY OPEN)

   Чтобы приоткрыть дверь кабины в полете может понадобиться снизить воздушную скорость.

8. Выполнить посадку как можно быстрее.

Пожар в кабине в полете

Если причина пожара совершенно очевидна и к источнику пожара есть доступ, с помощью огнетушителя потушить пламя и выполнить посадку как можно быстрее. Открытие дверей или вентиляционных окон может усилить огонь, но, чтобы не допустить потерю экипажем способности выполнять работу из-за вдыхания дыма, может понадобиться удалить из кабины дым или огнегасящий состав. Если причину пожара нелегко определить, если она связана с работой электрооборудования или к источнику пожара затруднен доступ, выполнить следующее:

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Если самолет выполняет полет в приборных метеорологических условиях, установить выключатели ГЕНЕР. 1 (ALT 1), ГЕНЕР. 2 (ALT 2) и АККУМ. 1 (BAT 1) в положение ВЫКЛ (OFF). Подача питания от аккумуляторной батареи 2 обеспечит работоспособность основного пилотажного индикатора в течение приблизительно 30 мин.

1. Главные выключатели электропитания
АККУМ. – ГЕНЕР . ..... ВЫКЛ (OFF), КАК НЕОБХОДИМО

Примечание. При установке главных выключателей АККУМ. – ГЕНЕР. в положение ВЫКЛ (OFF) двигатель будет продолжать работать. Но электропитание будет отключено.

2. Огнетушитель ..... ПРИВЕСТИ В ДЕЙСТВИЕ (ACTIVATE)

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Газ галлон, используемый в огнетушителе, может быть токсичным, особенно в закрытом помещении. После тушения пожара проветрить кабину, открыв дверь (если необходимо).

Если для удаления дыма и гари из кабины установленного расхода воздуха недостаточно:

3. Двери кабины ..... ПРИОТКРЫТЬ (PARTIALLY OPEN)

Чтобы приоткрыть дверь кабины в полете может понадобиться снизить воздушную скорость.

4. Выключатель питания радиоэлектронного оборудования ..... ВЫКЛ (OFF)

5. Все другие выключатели ..... ВЫКЛ (OFF)

6. Выполнить посадку как можно быстрее.

Если установка главных выключателей электропитания в выключенное положение позволило ликвидировать источник пожара или гари и самолет совершает полет ночью, в неблагоприятных погодных условиях или по приборам (ППП):

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Если самолет совершает полет по правилам визуального полета (ПВП) днем и выключение главных выключателей устранило пожарную ситуацию, оставить главные выключатели в положении ВЫКЛ (OFF). Не пытайтесь выявить источник пожара путем проверки каждого отдельного электрического блока.

7. Переключатель расхода воздуха ..... ВЫКЛ (OFF)

8. Главные выключатели электропитания
АККУМ. – ГЕНЕР. ..... ВКЛ (ON)

9. Выключатель питания радиоэлектронного
оборудования ..... ВКЛ (ON)

10. Включение нужных систем производить по одной. Между включениями каждой системы делать перерыв в несколько секунд для определения неисправностей системы. Продолжить полет до самого ближайшего возможного места посадки с выключенной неисправной системой. Активировать только минимально необходимое оборудование для совершения безопасной посадки.

11. Переключатель температуры ..... ХОЛОДНЫЙ (COLD)

12. Переключатель режимов
вентиляции ..... НОГИ/ПАНЕЛЬ/УДАЛЕНИЕ ЛЬДА (FEET/PANEL/DEFROST)

13. Переключатель расхода воздуха ..... УСТАНОВИТЬ СКОРОСТЬ ВЕНТИЛЯТОРА ВО ВКЛЮЧЕННОЕ (ON) (3) ПОЛОЖЕНИЕ НА МАКСИМУМ

14. Сферические поворотные сопла в панелях .... ОТКРЫТЬ (OPEN)

Раздел 4 – ВЫПОЛНЕНИЕ НОРМАЛЬНОГО ПОЛЕТА

Воздушные скорости нормального полета

Если не оговорено особо, указанные ниже скорости рассчитаны на максимальный вес 3400 фунтов и могут использоваться при меньшем весе. Но для достижения летных характеристик, указанных в Разд. 5 для взлетной и посадочной дистанций, необходимо применять скорости в соответствии с конкретным весом.

Отрыв носового колеса при взлете:

- Нормальный, закрылки 50 % ..... 70 KIAS
- Высота пролета препятствий, закрылки 50 % ..... 78 KIAS

Набор высоты в полете по маршруту, закрылки убраны:

- Нормальный ..... 110-120 KIAS
- Оптимальная вертикальная скорость набора высоты, на уровне моря ..... 101 KIAS
- Оптимальная вертикальная скорость набора высоты, 10000 футов ..... 96 KIAS
- Оптимальный угол набора высоты, на уровне моря ..... 79 KIAS
- Оптимальный угол набора высоты, 10000 футов ..... 83 KIAS

Заход на посадку:

- Нормальный, закрылки убраны ..... 90-95 KIAS
- Нормальный, закрылки 50 % ..... 85-90 KIAS
- Нормальный, закрылки 100 % ..... 80-85 KIAS

- Короткий аэродром,
  закрылки 100 % (V_{REF}) ..... 77 KIAS

Уход на второй круг, закрылки 50 %:

- Режим максимальной мощности ..... 80 KIAS

Максимальная рекомендуемая скорость при попадании в зону турбулентности:

- 3400 фунтов ..... 133 KIAS
- 2900 фунтов ..... 123 KIAS

Максимальная продемонстрированная скорость бокового ветра:

- Взлет или посадка ..... 20 узлов

Раздел 5 – ЛЕТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

КАЛИБРОВКА ВОЗДУШНОЙ СКОРОСТИ

Штатный источник статического давления

Условия:

- Режим работы двигателя: горизонтальный полет или полет максимальной продолжительности (меньший из них).

Пример:

Закрылки ..... 50 %

Приборная ..... 90 узлов
воздушная скорость

Индикаторная .....91 узел
воздушная скорость

Примечание.

- Значения приборной воздушной скорости даны для нулевой погрешности прибора.

KIAS	KCAS		
	Закрылки, 0 %	Закрылки, 50 %	Закрылки, 100 %
60	57	56	57
70	68	68	70
80	79	80	80
90	89	91	89
100	100	101	99
110	111	111	
120	121	121	
130	132		
140	142		
150	152		
160	163		
170	173		
180	183		
190	193		
200	204		
210	213		
220	223		
200	203		

КАЛИБРОВКА ВОЗДУШНОЙ СКОРОСТИ

Резервный источник статического давления

Условия:

- Режим работы двигателя: горизонтальный полет или полет максимальной продолжительности (меньший из них).
- Обогрев, противообледенение и вентиляция ..... ВКЛ (ON)

Пример:

Закрылки ..... 50 %

Приборная ..... 90 узлов
воздушная скорость

Индикаторная
воздушная скорость..... 83 узла

Примечание.

- Значения приборной воздушной скорости даны для нулевой погрешности прибора.

KIAS	KCAS		
	Закрылки, 0 %	Закрылки, 50 %	Закрылки, 100 %
60	61	58	54
70	68	66	63
80	77	74	72
90	85	83	82
100	94	92	92
110	103	102	101
120	112	112	
130	121	122	
140	131		
150	141		
160	150		
170	160		
180	170		
190	179		
200	189		
210	198		

КОРРЕКЦИЯ ВЫСОТЫ

Штатный источник статического давления

Условия:

- Режим работы двигателя: горизонтальный полет или полет максимальной продолжительности (меньший из них).
- 3400 фунтов

Примечание.

- Внести поправку в желаемую высоту для получения приборной высоты полета.
- Значения приборной воздушной скорости даны для нулевой погрешности прибора.
- KIAS – приборная воздушная скорость в узлах

Закрылки	Барометрическая высота	ДОБАВЛЯЕМАЯ ПОПРАВКА ПО ВЫСОТЕ – ФУТЫ									
		Штатный источник статического давления – KIAS									
		60	70	80	90	100	120	140	160	180	200
0 %	Уровень моря		12	9	5	0	-11	-23	-36	-49	-59
	5000		13	10	5	0	-13	-27	-42	-56	-69
	10000		16	12	6	0	-15	-32	-49	-66	-80
	15000		18	14	7	0	-17	-37	-58	-77	-94
50 %	Уровень моря		9	2	-4	-10	-16				
	5000		11	3	-5	-12	-18				
	10000		12	3	-6	-14	-22				
100 %	Уровень моря	10	1	-1	2	6					
	5000	10	-1	1	6	6					
	10000	37	45	48	50	56					

КОРРЕКЦИЯ ВЫСОТЫ

Резервный источник статического давления

Условия:

- Режим работы двигателя: горизонтальный полет или полет максимальной продолжительности (меньший из них).
- Обогрев, противообледенение и вентиляция ..... ВКЛ (ON)

Примечание.

- Внести поправку в желаемую высоту для получения приборной высоты полета.
- Значения приборной воздушной скорости даны для нулевой погрешности прибора.
- KIAS – приборная воздушная скорость в узлах

Закрылки	Барометрическая высота	ДОБАВЛЯЕМАЯ ПОПРАВКА ПО ВЫСОТЕ – ФУТЫ									
		Штатный источник статического давления – KIAS									
		60	70	80	90	100	120	140	160	180	200
0 %	Уровень моря		12	28	43	57	82	104	126	148	172
	5000		16	35	54	71	104	136	168	203	242
	10000		20	43	66	87	128	169	211	258	311
	15000		23	51	78	103	152	200	251	308	373
50 %	Уровень моря		43	65	87	108	148				
	5000		21	32	39	42	26				
	10000		36	54	70	82	88				
100 %	Уровень моря	42	56	67	80	95					
	5000	37	45	48	50	56					
	10000	61	81	99	119	148					

СКОРОСТИ СВАЛИВАНИЯ

Условия:

- Вес ..... 3400 фунтов
- Центровка ..... Указана
- Режим работы ..... Малый газ
- Угол крена ..... Известен

Пример:

Закрылки ..... Убраны (0 %)

Угол крена ..... 15°

Центровка ..... Передняя

Скорость сваливания..... 74 KIAS | 71 KCAS

Примечание.

- Потеря высоты при сваливании при горизонтальном положении крыла может составлять 250 футов или более.
- Значения KIAS в момент сваливания, возможно, не будут точно совпадать с указанными в таблице.

Вес, фунты	Угол крена, град.	СКОРОСТИ СВАЛИВАНИЯ					
		Закрылки 0 %, полностью убраны		Закрылки 50 %		Закрылки 100 %, полностью выпущены	
		KIAS	KCAS	KIAS	KCAS	KIAS	KCAS
3400 Предельная передняя центровка	0	73	70	66	64	62	60
	15	74	71	67	65	64	61
	30	76	75	71	69	66	64
	45	83	83	77	76	72	71
	60	99	99	90	90	84	84
3400 Предельная задняя центровка	0	72	69	65	63	60	58
	15	73	70	66	64	61	59
	30	76	74	69	67	63	62
	45	82	82	76	75	69	69
	60	98	98	89	89	82	82

ВЗЛЕТНАЯ ДИСТАНЦИЯ

Условия:

- Ветер ..... Нулевой
- ВПП ..... Сухая, ровная, с покрытием
- Закрылки ..... 50 %
- Режим двигателя .... Максимальный
- Рабочая смесь …… Табличное значение

Пример:

Температура наружного воздуха .....20 °C
Вес ..... 3400 фунтов
Барометрическая Высота.....2000 футов
Встречный ветер ..... Нулевой
ВПП ..... Сухая с покрытием

Скорость отрыва ..... 72 KIAS
Скорость пролета препятствий.....78 KIAS
Длина разбега ..... 1299 футов
Дистанция до точки пролета препятствий на высоте 50 футов .....1995 футов

Внешние факторы:

Для принятых условий полета в расчетное значение взлетной дистанции необходимо внести поправки, учитывающие влияние следующих факторов:

- Встречный ветер – Вычесть 10 % из расчетного значения на каждые 12 узлов встречного ветра.
- Попутный ветер – Добавить 10 % на каждые 2 узла попутного ветра – до 10 узлов.
- Сухая ВПП с травяным покрытием – Добавить 20 % к расчетной дистанции разбега.
- Влажная ВПП с травяным покрытием – Добавить 30 % к расчетной дистанции разбега.
- Наклонная ВПП – На каждый процент восходящего уклона ВПП увеличить табличные значения дистанции разбега: для уровня моря – на 22 %, для высоты 5000 футов – на 30 %, для высоты 10000 футов – на 43%. На каждый процент нисходящего уклона ВПП уменьшить табличные значения: для уровня моря – на 7 %, для высоты 5000 футов – на 10 %, для высоты 10000 футов – на 14 %.

ВНИМАНИЕ. Здесь необходимо ввести поправки на уклон ВПП. Указанные поправки нужно применять с осторожностью, поскольку публикуемые данные об уклоне ВПП обычно приводятся для равномерного уклона от одного конца ВПП до другого. У многих ВПП некоторые участки имеют больший или меньший уклон, чем публикуемый уклон, что вызывает необходимость увеличить (или уменьшить) длину разбега, вычисленную на основе данных таблицы.

- Если при даче газа тормоза не удерживаются включенными, длины разбега отсчитываются от момента завершения установки полного газа и полностью обогащенной рабочей смеси.
- Для полета при температуре наружного воздуха, ниже указанной в данной таблице, пользоваться данными, указанными для самой низкой температуры.
- Для полета при температуре наружного воздуха, выше указанной в данной таблице следует быть предельно внимательным.

ВЗЛЕТНАЯ ДИСТАНЦИЯ

ВЕС = 3400 фунтов

Скорость отрыва = 73 KIAS

Скорость пролета препятствий на высоте 50 футов = 78 KIAS

Закрылки – 50 %

Взлетный режим

Сухая ВПП с покрытием

Встречный ветер – Уменьшить длину разбега на 10 % на каждые 12 узлов ветра.

Попутный ветер – Увеличить на 10 % на каждые 2 узла ветра до 10 узлов.

Уклон ВПП: См. внешние факторы

Сухая ВПП с травяным покрытием: Увеличить длину разбега на 20 %.

Влажная ВПП с травяным покрытием: Увеличить длину разбега на 30 %.

БАРОМЕТРИЧЕСКАЯ ВЫСОТА, футы	ДИСТАНЦИЯ, футы	ТЕМПЕРАТУРА ~ °C					
		0	10	20	30	40	МСА
УРОВЕНЬ МОРЯ	РАЗБЕГ	917	990	1067	1146	1229	1028
	50 футов	1432	1539	1650	1764	1883	1594
1000	РАЗБЕГ	1011	1092	1176	1264	1355	1117
	50 футов	1574	1691	1813	1939	2069	1728
2000	РАЗБЕГ	1116	1206	1299	1395	1496	1215
	50 футов	1732	1861	1995	2133	2276	1874
3000	РАЗБЕГ	1234	1332	1435	1542	1653	1323
	50 футов	1907	2049	2196	2349	2507	2035
4000	РАЗБЕГ	1365	1474	1588	1706	1829	1441
	50 футов	2102	2259	2422	2590	2764	2212
5000	РАЗБЕГ	1512	1633	1758	1889	2025	1572
	50 футов	2320	2493	2673	2858	3051	2407
6000	РАЗБЕГ	1676	1810	1950	2095	2245	1717
	50 футов	2564	2755	2953	3159	3371	2622
7000	РАЗБЕГ	1861	2009	2164	2325	2492	1877
	50 футов	2837	3048	3267	3494	3729	2859
8000	РАЗБЕГ	2068	2233	2405	2584	2770	2054
	50 футов	3142	3376	3619	3871	4131	3122
9000	РАЗБЕГ	2302	2485	2677	2875	3082	2250
	50 футов	3485	3744	4014	4293	4581	3412
10000	РАЗБЕГ	2564	2769	2982	3204	3434	2468
	50 футов	3870	4158	4457	4767	5088	3733

ВЗЛЕТНАЯ ДИСТАНЦИЯ

ВЕС = 2900 фунтов

Скорость отрыва = 70 KIAS

Скорость пролета препятствий на высоте 50 футов = 74 KIAS

Закрылки – 50 %
Взлетный режим
Сухая ВПП с покрытием

Встречный ветер – Уменьшить длину разбега на 10 % на каждые 12 узлов ветра.

Попутный ветер – Увеличить на 10 % на каждые 2 узла ветра до 10 узлов.

Уклон ВПП: См. внешние факторы

Сухая ВПП с травяным покрытием: Увеличить длину разбега на 20 %.

Влажная ВПП с травяным покрытием: Увеличить длину разбега на 30 %.

БАРОМЕТРИЧЕСКАЯ ВЫСОТА, футы	ДИСТАНЦИЯ, футы	ТЕМПЕРАТУРА ~ °C					
		0	10	20	30	40	МСА
УРОВЕНЬ МОРЯ	РАЗБЕГ	610	659	710	763	818	684
	50 футов	971	1043	1118	1195	1275	1080
1000	РАЗБЕГ	673	727	783	841	902	743
	50 футов	1066	1146	1228	1313	1401	1170
2000	РАЗБЕГ	743	802	864	929	995	809
	50 футов	1173	1260	1351	1444	1541	1269
3000	РАЗБЕГ	821	887	955	1026	1100	880
	50 футов	1292	1388	1487	1590	1697	1378
4000	РАЗБЕГ	908	981	1057	1135	1217	959
	50 футов	1424	1530	1639	1753	1871	1498
5000	РАЗБЕГ	1006	1086	1170	1257	1348	1046
	50 футов	1571	1688	1809	1935	2065	1630
6000	РАЗБЕГ	1116	1205	1298	1394	1494	1143
	50 футов	1736	1865	1999	2138	2281	1775
7000	РАЗБЕГ	1238	1337	1440	1547	1659	1249
	50 футов	1920	2063	2211	2365	2523	1936
8000	РАЗБЕГ	1376	1486	1601	1720	1843	1367
	50 футов	2127	2285	2449	2619	2795	2113
9000	РАЗБЕГ	1532	1654	1781	1914	2051	1498
	50 футов	2359	2534	2716	2904	3099	2309
10000	РАЗБЕГ	1707	1843	1985	2132	2285	1643
	50 футов	2619	2814	3016	3225	3441	2527

ГРАДИЕНТ НАБОРА ВЫСОТЫ ВО ВЗЛЕТНОЙ КОНФИГУРАЦИИ

Условия:

Условия

- Режим ..... Полный газ
- Рабочая смесь ..... Табличное значение
- Закрылки ..... 50 %
- Воздушная скорость ..... Оптимальная вертикальная скорость набора высоты

Пример:

Температура наружного воздуха ..... 20 °C

Вес ..... 3400 фунтов

Барометрическая высота ..... 4000 футов

Воздушная скорость набора высоты ..... 89 узлов

Градиент ..... 654 фут/мор. миля

Примечание.

- Указанные градиенты набора высоты характеризуют увеличение высоты на пройденном горизонтальном участке и выражаются в футах на морскую милю.
- Для всех режимов взлета и набора высоты следует принимать табличные значения расхода топлива.
- Наборы высоты на крейсерском режиме или кратковременные наборы высоты допускаются при оптимальном режиме работы двигателя, при условии, что высота полета и температура остаются в пределах, указанных в таблице.
- Для полета при температуре наружного воздуха ниже указанной в таблице, пользоваться данными, приведенными для самой низкой температуры.
- Для полета при температуре наружного воздуха выше указанной в таблице следует быть предельно внимательным.

Вес, фунты	Барометрическая высота, футы	Скорость набора высоты, KIAS	ГРАДИЕНТ НАБОРА ВЫСОТЫ, ~ футы на морскую милю				
			Температура, ~ °C				
			-20	0	20	40	МСА
3400	Уровень моря	91	939	896	853	811	864
	2000	90	834	793	75.2	711	770
	4000	89	734	694	654	615	680
	6000	88	638	600	561	524	594
	8000	88	546	509	472	436	510
	10000	87	458	422	387	353	431
2900	Уровень моря	91	1172	1122	1070	1019	1083
	2000	90	1049	1000	950	902	972
	4000	89	931	884	836	790	867
	6000	88	818	773	727	683	766
	8000	88	711	667	623	581	669
	10000	87	608	566	524	484	576

ВЕРТИКАЛЬНАЯ СКОРОСТЬ НАБОРА ВЫСОТЫ ПРИ ВЗЛЕТЕ

Условия:

- Режим ..... Полный газ
- Рабочая смесь .....Установить табличное значение
- Закрылки ..... 50 %
- Воздушная скорость ..... Оптимальная вертикальная скорость набора высоты

Пример:

Температура наружного воздуха ..... 10 °C

Вес ..... 3400 фунтов

Барометрическая высота..... 6000 футов

Воздушная скорость набора высоты ..... 88 узлов

Вертикальная скорость набора высоты ……. 948 фут/мор. миля

Примечание.

- Указанные значения вертикальной скорости набора высоты характеризуют изменение высоты на единицу затраченного времени и выражаются в футах в минуту.
- Для всех режимов взлета и набора высоты следует принимать табличные значения расхода топлива.
- Наборы высоты в крейсерском режиме или кратковременные наборы высоты допускаются при оптимальном режиме работы двигателя при условии, что высота полета и температура остаются в указанных в таблице пределах.
- Для полета при температуре наружного воздуха ниже указанной в таблице, пользоваться данными, приведенными для самой низкой температуры.
- Для полета при температуре наружного воздуха выше указанной в таблице следует быть предельно внимательным.

Вес, фунты	Барометрическая высота, футы	Скорость набора высоты, KIAS	ВЕРТИКАЛЬНАЯ СКОРОСТЬ НАБОРА ВЫСОТЫ, ~ футы в минуту				
			Температура, ~ °C				
			-20	0	20	40	МСА
3400	Уровень моря	91	1326	1317	1300	1277	1304
	2000	90	1214	1200	1179	1153	1189
	4000	89	1100	1082	1057	1028	1074
	6000	88	985	962	934	901	958
	8000	88	869	842	809	774	843
	10000	87	851	719	683	644	727
2900	Уровень моря	91	1646	1638	1621	1598	1626
	2000	90	1518	1505	1484	1457	1494
	4000	89	1389	1371	1346	1316	1363
	6000	88	1259	1236	1207	1172	1232
	8000	88	1128	1100	1066	1028	1101
	10000	87	995	962	924	883	971

ГРАДИЕНТ НАБОРА ВЫСОТЫ В ПОЛЕТЕ ПО МАРШРУТУ

Условия:

- Режим ..... Полный газ
- Рабочая смесь ..... Полностью обогащенная
- Закрылки ..... 0 % (UP)
- Воздушная скорость ..... Оптимальная вертикальная скорость набора высоты

Пример:

Температура наружного воздуха ..... 20 °C

Вес ..... 3400 фунтов

Барометрическая высота ..... 4000 футов

Воздушная скорость набора высоты ..... 98 узлов

Градиент ..... 639 фут/мор. миля

Примечание.

- Указанные градиенты набора высоты характеризуют превышение высоты на пройденном горизонтальном участке и выражаются в футах на морскую милю.
- Для всех режимов взлета и набора высоты следует принимать табличные значения расхода топлива.
- Наборы высоты в крейсерском режиме или кратковременные наборы высоты допускаются при оптимальном режиме работы двигателя при условии, что высоты полета и температуры остаются в указанных в таблице пределах.
- Для полета при температуре наружного воздуха ниже указанной в таблице, пользоваться данными, приведенными для самой низкой температуры.
- Для полета при температуре наружного воздуха выше указанной в таблице следует быть предельно внимательным.

Вес, фунты	Барометрическая высота, футы	Скорость набора высоты, KIAS	ГРАДИЕНТ НАБОРА ВЫСОТЫ, футы на морскую милю				
			Температура, ~ °C				
			-20	0	20	40	МСА
3400	Уровень моря	101	911	867	823	781	834
	2000	100	813	771	729	689	748
	4000	99	720	679	639	600	665
	6000	98	630	590	552	515	584
	8000	97	544	505	468	433	507
	10000	96	461	424	388	354	433
	12000	95	381	346	312	279	361
	14000	94	304	271	238	207	292
	16000	93	231	199	168	139	226
2900	Уровень моря	101	1130	1078	1026	975	1039
	2000	100	1015	965	915	867	937
	4000	99	905	857	809	763	840
	6000	98	800	753	708	664	746
	8000	97	699	654	611	569	656
	10000	96	603	560	518	478	570
	12000	95	610	469	429	391	487
	14000	94	422	382	344	308	407
	16000	93	337	299	263	229	331

ВЕРТИКАЛЬНАЯ СКОРОСТЬ НАБОРА ВЫСОТЫ В ПОЛЕТЕ ПО МАРШРУТУ

Условия:

- Режим ..... Полный газ
- Рабочая смесь .....Как требуется
- Закрылки ..... 0 % (UP)
- Воздушная скорость ..... Оптимальная вертикальная скорость набора высоты

Пример:

Температура наружного воздуха ..... 10 °C
Вес ..... 3400 фунтов
Барометрическая высота..... 6000 футов

Воздушная скорость набора высоты ..... 97 узлов
Вертикальная скорость набора высоты ..... 1030 фут/мор. миля

Примечание.

- Указанные значения вертикальной скорости набора высоты характеризуют изменение высоты в футах на единицу времени и выражаются в футах в минуту.
- Для всех режимов взлета и набора высоты следует принимать табличные значения расхода топлива.
- Наборы высоты в крейсерском режиме или кратковременные наборы высоты допускаются при оптимальном режиме работы двигателя при условии, что высота полета и температура остаются в указанных в таблице пределах.
- Для полета при температуре наружного воздуха ниже указанной в таблице, пользоваться данными, указанными для самой низкой температуры.
- Для полета при температуре наружного воздуха выше указанной в таблице следует быть предельно внимательным.

Вес, фунты	Барометрическая высота, футы	Скорость набора высоты, KIAS	ВЕРТИКАЛЬНАЯ СКОРОСТЬ НАБОРА ВЫСОТЫ, ~ футы в минуту				
			Температура, ~ °C				
			-20	0	20	40	МСА
3400	Уровень моря	101	1428	1414	1392	1366	1398
	2000	100	1311	1292	1267	1238	1279
	4000	99	1193	1170	1141	1108	1160
	6000	98	1074	1046	1013	977	1041
	8000	97	953	921	884	845	922
	10000	96	830	794	754	712	803
	12000	95	706	666	623	577	684
	14000	94	581	537	490	441	565
	16000	93	454	406	355	303	446
2900	Уровень моря	101	1761	1748	1726	1698	1732
	2000	100	1629	1610	1584	1552	1596
	4000	99	1494	1471	1441	1405	1461
	6000	98	1359	1331	1296	1257	1326
	8000	97	1222	1189	1151	1108	1191
	10000	95	1084	1046	1004	958	1056
	12000	95	945	902	855	806	921
	14000	93	804	757	706	653	787
	16000	92	662	610	556	499	653

ВРЕМЯ, ТОПЛИВО И ДИСТАНЦИЯ НАБОРА ВЫСОТЫ

Условия:

- Режим ..... Полный газ
- Рабочая смесь ..... По таблице в Разд. 4
- Плотность топлива ..... 6,0 фунт/галл.
- Вес ..... 3400 фунтов
- Ветер ..... Нулевой
- Воздушная скорость набора высоты ..... Указана

Пример:

Температура наружного воздуха .....МСА

Вес ..... 3400 фунтов

Барометрическая высота аэропорта..... 1000 футов

Барометрическая высота ..... 12000 футов

Время набора высоты..... 11,3 мин

Топливо для набора высоты .....5,6 галл.

Дистанция набора высоты ..... 20,5 мор. миль

Внешние факторы:

- Топливо для руления – Добавить 1,5 галл. для старта, руления и взлета.
- Температура – Увеличить вычисленные значения на 10 % на каждые 10 °C выше стандартного уровня.
- Расход топлива – Табличные значения для всех режимов взлета и набора высоты.
- Наборы высоты в крейсерском режиме или кратковременные наборы высоты допускаются при оптимальном режиме работы двигателя при условии, что высота полета и температура остаются в указанных в таблице пределах.

SR22

ОПЕРАТИВНЫЙ СПРАВОЧНИК ПИЛОТА

Баромет-рическая высота, футы	Темпера-тура наружно-го возду-ха (МСА) °C	Скорость набора высоты, KIAS	Верти-кальная скорость набора высоты, фут/мин	ВРЕМЯ, ТОПЛИВО, ДИСТАНЦИЯ ~ от уровня моря		
				Время, минуты	Топли-во, галл. США	Дистан-ция, мор. мили
Уровень моря	**15**	101	1398	0,0	0,0	0,0
1000	**13**	100	1339	0,7	0,3	1,0
2000	**11**	100	1279	1,5	0,7	2,5
3000	**9**	99	1220	2,5	1,0	4,0
4000	**7**	99	1160	3,0	1,3	5,5
5000	**5**	97	1101	4,0	1,7	7,0
6000	**3**	98	1041	5,0	2,0	8,5
7000	**1**	96	982	6,0	2,4	10,5
8000	**-1**	97	922	7,0	2,7	12,0
9000	**-3**	95	863	8,0	3,1	14,5
10000	**-5**	95	803	9,5	3,5	16,5
11000	**-7**	94	744	10,5	3,9	19,0
12000	**-9**	95	684	12,0	4,4	21,5
13000	**-11**	93	625	13,5	4,8	24,5
14000	**-13**	93	565	15,0	5,3	28,0
15000	**-15**	92	506	17,0	5,8	31,5
16000	**-17**	92	446	19,0	6,4	35,5
17000	**-19**	91	387	21,5	7,1	40,0
17500	**-20**	91	357	24,0	7,8	45,5

ЗАВИСИМОСТЬ «ДАЛЬНОСТЬ – ПРОДОЛЖИТЕЛЬНОСТЬ» ПОЛЕТА

Условия:

- Вес ..... 3400 фунтов
- Температура ..... Стандартный день
- Ветер ..... Нулевой
- Рабочая смесь ... Экономичный режим
- Общее колич. топлива ..... 92 галл.

Пример:

Режим двигателя ..... 55 %
Барометр. высота при взлете ..... 2000 футов
Крейсерская барометр. высота .... 6000 футов

Топливо для набора высоты ..... 1,3 галл.
Крейсерский расход топлива .. 13,1 галл/ч
Продолжительность полета ..... 6,1 ч
Дальность полета ..... 968 мор. миль
Истинная возд. скорость ..... 157 узлов

Примечание.

- Остаток топлива для выполнения полета на крейсерском режиме равен общему объему расходуемого топлива в 92,0 галлона за вычетом топлива на набор высоты, запаса объемом в 9,8 галлона для 45-минутного полета по правилам (ППП) на режиме 47 %-ной мощности (МСА и 10000 футов бар. выс.), топлива на снижение, а также топлива, расходуемого перед взлетом.
- Дальность и продолжительность полета даны с учетом снижения в конечном пункте назначения с воздушной скоростью приблиз. 178 KIAS и вертикальной скоростью снижения 500 фут/мин.
- При снятом обтекателе носового колеса дальность полета уменьшается на 5 %.
- При снятых обтекателях колес носового и главного шасси дальность полета уменьшается на 15 %.

МОЩНОСТЬ 75 %	**Рабочая смесь = Режим оптимальной мощности**						
Барометрическая высота, футы	**Топливо для набора высоты, галлоны**	**Топливо, остающееся для крейсерского полета, галлоны**	**Воздушная скорость, KTAS**	**Расход топлива, галл/ч**	**Продолжительность полета, часы**	**Дальность полета, мор. мили**	**Удельная дальность, мор. мили/галл.**
Уровень моря	**0,0**	81,3	166	17,8	4,6	763	9,3
2000	**0,7**	81,1	170	17,8	4,6	775	9,6
4000	**1,3**	80,4	173	17,8	4,5	786	9,8
6000	**2,0**	79,7	177	17,8	4,5	797	10,0
8000	**2,7**	79,0	180	17,8	4,4	811	10,3

ЗАВИСИМОСТЬ «ДАЛЬНОСТЬ – ПРОДОЛЖИТЕЛЬНОСТЬ» ПОЛЕТА

МОЩНОСТЬ 65 %	Рабочая смесь = Режим оптимальной мощности						
Барометрическая высота, футы	Топливо для набора высоты, галлоны	Топливо, остающееся для крейсерского полета, галлоны	Воздушная скорость, KTAS	Расход топлива, галл/ч	Продолжительность полета, часы	Дальность полета, мор. мили	Удельная дальность, мор. мили/галл.
Уровень моря	**0,0**	81,3	158	15,4	5,3	838	10,3
2000	**0,7**	81,1	161	15,4	5,3	850	10,5
4000	**1,3**	80,4	165	15,4	5,2	862	10,7
6000	**2,0**	79,7	168	15,4	5,2	874	11,0
8000	**2,7**	79,0	171	15,4	5,1	887	11,2
10000	**3,5**	78,2	174	15,4	5,1	899	11,5
12000	**4,4**	77,1	178	15,4	5,0	912	11,8

МОЩНОСТЬ 55 %	Рабочая смесь = Режим оптимальной мощности						
Барометрическая высота, футы	Топливо для набора высоты, галлоны	Топливо, остающееся для крейсерского полета, галлоны	Воздушная скорость, KTAS	Расход топлива, галл/ч	Продолжительность полета, часы	Дальность полета, мор. мили	Удельная дальность, мор. мили/галл.
Уровень моря	**0,0**	81,8	149	13,1	6,3	931	11,4
2000	**0,7**	81,1	152	13,1	6,2	943	11,6
4000	**1,3**	80,4	154	13,1	6,2	955	11,9
6000	**2,0**	79,7	157	13,1	6,1	968	12,2
8000	**2,7**	79,0	160	13,1	6,0	980	12,4
10000	**3,5**	78,3	163	13,1	6,0	993	12,7
12000	**4,4**	77,4	166	13,1	5,9	1005	13,0
14000	**5,3**	76,5	169	13,1	5,8	1018	13,4

ЗАВИСИМОСТЬ «ДАЛЬНОСТЬ – ПРОДОЛЖИТЕЛЬНОСТЬ» ПОЛЕТА

МОЩНОСТЬ 55 % Рабочая смесь = Экономичный режим							
Барометрическая высота, футы	Топливо для набора высоты, галлоны	Топливо, остающееся для крейсерского полета, галлоны	Воздушная скорость, KTAS	Расход топлива, галл/ч	Продолжительность полета, часы	Дальность полета, мор. мили	Удельная дальность, мор. мили/галл.
Уровень моря	**0,0**	81,8	149	11,3	7,2	1074	13,1
2000	**0,7**	81,1	152	11,3	7,2	1088	13,4
4000	**1,3**	80,4	154	11,3	7,1	1108	13,7
6000	**2,0**	79,7	157	11,3	7,0	1115	14,0
8000	**2,7**	79,0	160	11,3	7,0	1129	14,3
10000	**3,5**	78,3	163	11,3	6,9	1143	14,6
12000	**4,4**	77,4	166	11,3	6,8	1156	15,0
14000	**5,3**	76,5	169	11,3	6,7	1170	15,4

ГРАДИЕНТ НАБОРА ВЫСОТЫ ПРИ УХОДЕ НА ВТОРОЙ КРУГ

Условия:

- Режим ..... Полный газ
- Рабочая смесь ... Табличное значение
- Закрылки ..... 100 %
- Воздушная скорость набора высоты ..... V_{REF}

Пример:

Температура наружного воздуха ..... 20 °C

Вес ..... 3400 фунтов

Барометрическая высота ..... 4000 футов

Воздушная скорость набора высота ..... 77 узлов

Вертикальная скорость набора высоты ..... 633 фут/мор. миля

Примечание.

- Приведенные градиенты набора высоты при уходе на второй круг характеризуют превышение высоты на пройденном горизонтальном участке и выражаются в футах на морскую милю.
- Для полета при температуре наружного воздуха ниже указанной в таблице, пользоваться данными, приведенными для самой низкой температуры.
- Для полета при температуре наружного воздуха выше указанной в таблице следует быть предельно внимательным.
- Представленные в данной таблице значения соответствуют сертификационным требованиям. Тем не менее эти параметры можно существенно улучшить, выполняя набор высоты при скоростях для оптимальной вертикальной скорости набора высоты с выпущенными закрылками или следуя процедуре прерванной посадки/ухода на второй круг, изложенной в Разделе 4.

Вес, фунты	Барометрическая высота, футы	Скорость набора высоты, KIAS	ГРАДИЕНТ НАБОРА ВЫСОТЫ, ~ футы на морскую милю					Оптим. верт. скорость набора высоты, KIAS
			Температура, ~ °C					
			-20	0	20	40	МСА	
3400	Уровень моря	77	834	835	823	803	827	80
	2000	77	750	744	728	704	736	80
	4000	77	666	654	633	604	648	79
	6000	77	581	564	537	504	560	78
	8000	77	496	472	440	402	473	77
	10000	77	409	379	341	296	387	77
2900	Уровень моря	77	1069	1070	1056	1032	1060	
	2000	77	969	962	942	914	953	
	4000	77	869	855	829	796	847	
	6000	77	789	747	716	677	743	
	8000	77	668	639	602	556	641	
	10000	77	565	529	484	432	639	

ВЕРТИКАЛЬНАЯ СКОРОСТЬ НАБОРА ВЫСОТЫ ПРИ УХОДЕ НА ВТОРОЙ КРУГ

Условия:

- Режим ..... Полный газ
- Рабочая смесь ..... Табличное значение
- Закрылки ..... 100 % (полностью выпущены)
- Воздушная скорость набора высоты ..... V_{REF}

Пример:

Температура наружного воздуха ..... 20 °C

Вес ..... 3400 фунтов

Барометрическая высота ... 4000 футов

Воздушная скорость набора высоты ..... 77 узлов

Верт. скорость набора высоты ..... 878 фут/мор. миля

Примечание.

- Указанные значения вертикальной скорости набора высоты при уходе на второй круг характеризуют изменение высоты при полностью выпущенных закрылках на единицу затраченного времени и выражаются в футах в минуту.
- Для полета при температуре наружного воздуха ниже указанной в таблице, пользоваться данными, приведенными для самой низкой температуры.
- Для полета при температуре наружного воздуха выше указанной в таблице следует быть предельно внимательным.
- Представленные в данной таблице значения соответствуют сертификационным требованиям. Тем не менее эти параметры можно существенно улучшить, выполняя набор высоты при скоростях для оптимальной скорости набора высоты с выпущенными закрылками или следуя процедуре прерванной посадки/ухода на второй круг, изложенной в Разделе 4.

Вес, фунты	Барометрическая высота, футы	Скорость набора высоты, KIAS	ВЕРТИКАЛЬНАЯ СКОРОСТЬ НАБОРА ВЫСОТЫ, ~ футы на мин					Оптим. верт. скорость набора высоты, KIAS
			Температура, ~ °C					
			-20	0	20	40	MCA	
3400	Уровень моря	77	996	1035	1057	1067	1053	80
	2000	77	930	959	972	971	966	80
	4000	77	858	876	878	867	878	79
	6000	77	779	784	775	752	784	78
	8000	77	691	683	660	623	684	77
	10000	77	593	571	532	478	578	77
2900	Уровень моря	77	1268	1318	1348	1363	1342	
	2000	77	1195	1233	1252	1255	1245	
	4000	77	1115	1140	1146	1137	1144	
	6000	77	1026	1037	1030	1007	1037	
	8000	77	927	923	900	861	923	
	10000	77	817	796	755	696	803	

ПОСАДОЧНАЯ ДИСТАНЦИЯ

Условия:

- Ветер ..... Нулевой
- ВПП ..... Сухая, ровная, с покрытием
- Закрылки ..... 100 %
- Режим ..... Заход на посадку под углом 3° до пролета препятствия на высоте 50 футов, затем уменьшить мощность, пролетая расчетную точку 50 футов с последующим плавным снижением мощности до малого газа непосредственно перед приземлением.

Пример:

Температура наружного воздуха ..... 10 °C
Вес ..... 3400 фунтов
Барометрическая высота ..... 2000 футов
Встречный ветер ..... Нулевой

Скорость пролета препятствий (V_{REF}) ..... 77 KIAS

Пробег после приземления ..... 1206 футов

Дистанция до точки пролета препятствия на высоте 50 футов ..... 2436 футов

Внешние факторы:

Для принятых условий полета в расчетное значение посадочной дистанции необходимо внести поправки, учитывающие влияние следующих внешних факторов:

- Встречный ветер – Вычесть 10 % из табличной дистанции на каждые 13 узлов встречного ветра.
- Попутный ветер – Добавить 10 % к табличной дистанции на каждые 2 узла попутного ветра – до 10 узлов.
- Сухая ВПП с травяным покрытием – Добавить 20 % к значению дистанции пробега.
- Влажная ВПП с травяным покрытием – Добавить 60 % к значению дистанции пробега.
- Наклонная ВПП – На каждый процент нисходящего уклона ВПП увеличить табличные значения дистанции пробега на 27 %. На каждый процент восходящего уклона ВПП уменьшить табличные значения дистанции пробега на 9 %.

ВНИМАНИЕ. Здесь необходимо ввести указанные выше поправки на уклон ВПП. Данные поправки необходимо применять с осторожностью, поскольку публикуемые данные об уклоне ВПП приводятся для равномерного уклона ВПП от одного ее конца до другого. У многих ВПП некоторые участки имеют больший или меньший уклон, чем публикуемый, что вызывает необходимость увеличения (или уменьшения) длины пробега, вычисленной на основе данных таблицы.

- Для полета при температуре наружного воздуха ниже указанной в таблице, пользоваться данными, приведенными для самой низкой температуры.
- Для полета при температуре наружного воздуха выше указанной в таблице следует быть предельно внимательным.

ПОСАДОЧНАЯ ДИСТАНЦИЯ

ВЕС = 3400 фунтов

Скорость пролета над препятствием на высоте 50 фт = 77 KIAS

Закрылки – 100 %
Малый газ.
Сухая ровная ВПП с покрытием

Встречный ветер – Уменьшить длину пробега на 10 % на каждые 13 узлов ветра.

Попутный ветер – Увеличить на 10 % на каждые 2 узла ветра до 10 узлов.

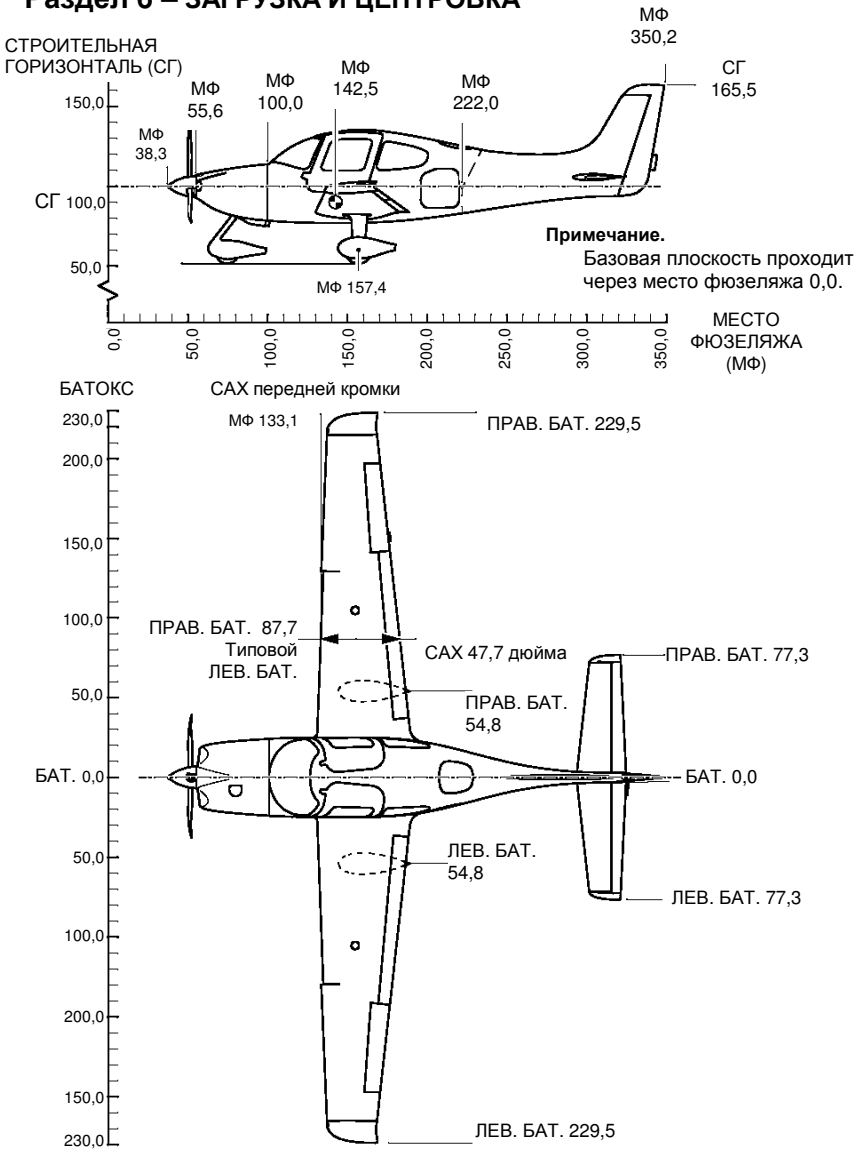
Уклон ВПП: См. внешние факторы

Сухая ВПП с травяным покрытием: Увеличить длину пробега на 20 %.

Влажная ВПП с травяным покрытием: Увеличить длину пробега на 60 %.

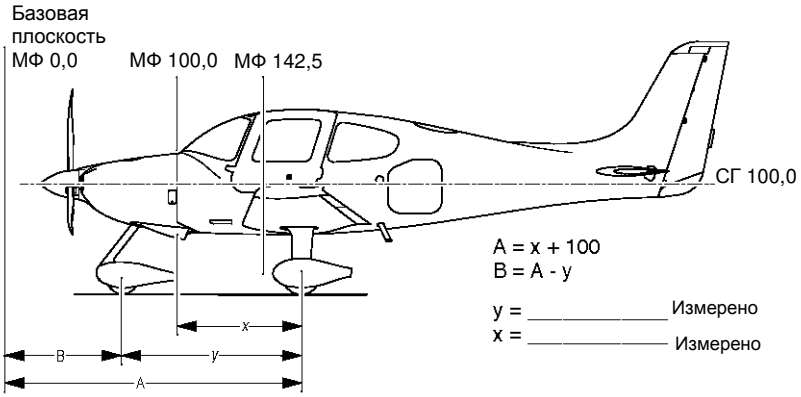
БАРОМЕТРИЧЕСКАЯ ВЫСОТА, футы	ДИСТАНЦИЯ, футы	ТЕМПЕРАТУРА ~ °C					
		0	10	20	30	40	МСА
УРОВЕНЬ МОРЯ	ПРОБЕГ	1082	1121	1161	1200	1240	1141
	ОБЩАЯ ДИСТАНЦ.	2262	2316	2372	2428	2485	2344
1000	ПРОБЕГ	1122	1163	1204	1245	1286	1175
	ОБЩАЯ ДИСТАНЦ.	2317	2374	2433	2492	2551	2391
2000	ПРОБЕГ	1163	1206	1248	1291	1334	1210
	ОБЩАЯ ДИСТАНЦ.	2375	2436	2497	2559	2621	2441
3000	ПРОБЕГ	1207	1251	1295	1339	1384	1247
	ОБЩАЯ ДИСТАНЦ.	2437	2501	2565	2630	2696	2493
4000	ПРОБЕГ	1252	1298	1344	1390	1436	1285
	ОБЩАЯ ДИСТАНЦ.	2503	2569	2637	2705	2774	2548
5000	ПРОБЕГ	1300	1348	1395	1443	1490	1324
	ОБЩАЯ ДИСТАНЦ.	2572	2642	2713	2785	2857	2605
6000	ПРОБЕГ	1350	1399	1449	1498	1547	1365
	ОБЩАЯ ДИСТАНЦ.	2645	2719	2794	2869	2945	2665
7000	ПРОБЕГ	1402	1453	1504	1556	1607	1408
	ОБЩАЯ ДИСТАНЦ.	2723	2800	2879	2958	3038	2728
8000	ПРОБЕГ	1456	1509	1563	1616	1669	1452
	ОБЩАЯ ДИСТАНЦ.	2805	2887	2969	3052	3136	2794
9000	ПРОБЕГ	1513	1569	1624	1679	1735	1497
	ОБЩАЯ ДИСТАНЦ.	2892	2978	3064	3152	3240	2863
10000	ПРОБЕГ	1573	1630	1688	1746	1803	1545
	ОБЩАЯ ДИСТАНЦ.	2984	3074	3165	3257	3350	2936

Раздел 6 – ЗАГРУЗКА И ЦЕНТРОВКА



Геометрические данные самолета

ФОРМА ПО ВЗВЕШИВАНИЮ САМОЛЕТА



Точка взвешивания	Показание по шкале	-Тара	= Чистый вес	X Плечо	= Момент
Левое главное шасси				A=	
Правое главное шасси				A=	
Носовое шасси				B=	
Общий вес				Ц.т. =	
Центровка = Суммарный момент/Общий вес *Ниже оставлено место для увеличения или уменьшения значений после взвешивания*					
Вес пустого самолета				Ц.т. =	
Вес масла в двигателе (если слито) *15 фунтов в МФ 78,4, момент = 1176*					
Невырабатываемый остаток топлива			15,0	154,9	2324
Исходный вес пустого самолета				Ц.т. =	

ПРОЦЕДУРЫ ВЗВЕШИВАНИЯ САМОЛЕТА

Исходный вес пустого самолета и его центровка были определены при его взвешивании непосредственно перед его первым выпуском. Но с течением времени введение существенных модификаций, потеря протоколов, установка дополнительного оборудования или изменение места установки прежнего оборудования, ведение бюллетеней и увеличение веса с течением времени могут потребовать повторного взвешивания самолета для определения базового веса пустого самолета и его центровки. Частота взвешивания определяется лицом, эксплуатирующим самолет. Ответственность за все изменения исходного веса пустого самолета и центровки лежит на лице, эксплуатирующем самолет. *Конкретные процедуры обслуживания см. в Разд. 8.*

1. Подготовка:

   a. Накачать шины колес до рекомендуемого рабочего давления.

   b. Заполнить резервуар тормозной жидкостью.

   c. Слить топливо из топливной системы.

   d. Слить противообледенительную жидкость.

   e. Заправить двигатель маслом.

   f. Передвинуть кресла экипажа в крайнее переднее положение.

   g Полностью убрать закрылки.

   h. Установить все поверхности управления в нейтральное положение.

   i. Проверить установку и положение оборудования по Перечню оборудования.

2. Нивелировка:

   a. Произвести продольную нивелировку самолета, поместив спиртовой уровень на порог двери кабины пилота, и поперечную нивелировку, поместив спиртовой уровень поперек порогов дверей. Можно произвести нивелировку путем визирования через переднее и заднее технологические отверстия вдоль строительной горизонтали 95,9.

b. Поместить весы под каждое колесо (Минимальный предел измерения весов для носового колеса составляет 500 фунтов, для каждого главного колеса 1000 фунтов).

c. Спустить шину носового колеса и/или подкладку под весами для обеспечения правильной центровки пузырька в уровне.

3. Взвешивание

a. При горизонтальном положении самолета, закрытых дверях и отпущенных тормозах зафиксировать вес, показываемый на каждой шине. Вычесть вес тары, если таковая имеется, из каждого показания.

4. Измерение:

a. Получить величину «x», выполняя измерение по горизонтали вдоль осевой линии (БАТ. 0) самолета от линии, проходящей между центрами главных колес, до грузика отвеса, опущенного от передней стенки противопожарной перегородки (МФ 100). К полученной измеренной величине прибавить 100 для получения левого и правого плеча для точки взвешивания (размер «А»). Обычно размер «А» составляет около 157,5.

b. Получить величину «y», выполняя измерение по горизонтали и параллельно осевой линии (БАТ. 0) самолета от центра оси носового колеса слева до грузика отвеса, опущенного от линии, проходящей между центрами главных колес. Повторить измерения для правой стороны и найти среднее значение измеренных величин. Вычесть данную величину из размера «А» для получения плеча для точки взвешивания для носового колеса (величина «В»).

5. Определить и зафиксировать момент для каждой из точек взвешивания главных и носовой стойки шасси по следующей формуле:

Момент = чистый вес x плечо.

6. Вычислить и зафиксировать согласно взвешиванию вес и момент, суммируя данные в соответствующих колонках.

7. Определить и зафиксировать согласно взвешиванию центр тяжести в дюймах от базовой плоскости по следующей формуле:

   Ц.т. = суммарный момент/полный вес.

8. Прибавить или вычесть вес всех объектов, не включенных в условие взвешивания для определения веса пустого самолета. С помощью указанной выше формулы центра тяжести можно определить центр тяжести для данного условия.

9. Ввести поправку на вес масла (15 фунтов в МФ 78,4), если взвешивание самолета производилось со слитым маслом. Ввести поправку на невырабатываемый остаток топлива (15,0 фунтов в МФ 154,9) для определения исходного веса пустого самолета и момента. Вычислить и зафиксировать центр тяжести для исходного веса пустого самолета с помощью указанной выше формулы центра тяжести.

10. Зафиксировать новые значения веса и центра тяжести в Сводку данных по центровке и балансировке.

Указанная выше процедура позволяет определить исходный вес пустого самолета, момент и центр тяжести в дюймах от базовой плоскости. Центр тяжести также можно выразить через его положение как процент средней аэродинамической хорды (САХ) самолета с помощью формулы:

Ц.т. % САХ = 100 x
(Ц.т. в дюймах – САХ по передней кромке)/САХ,

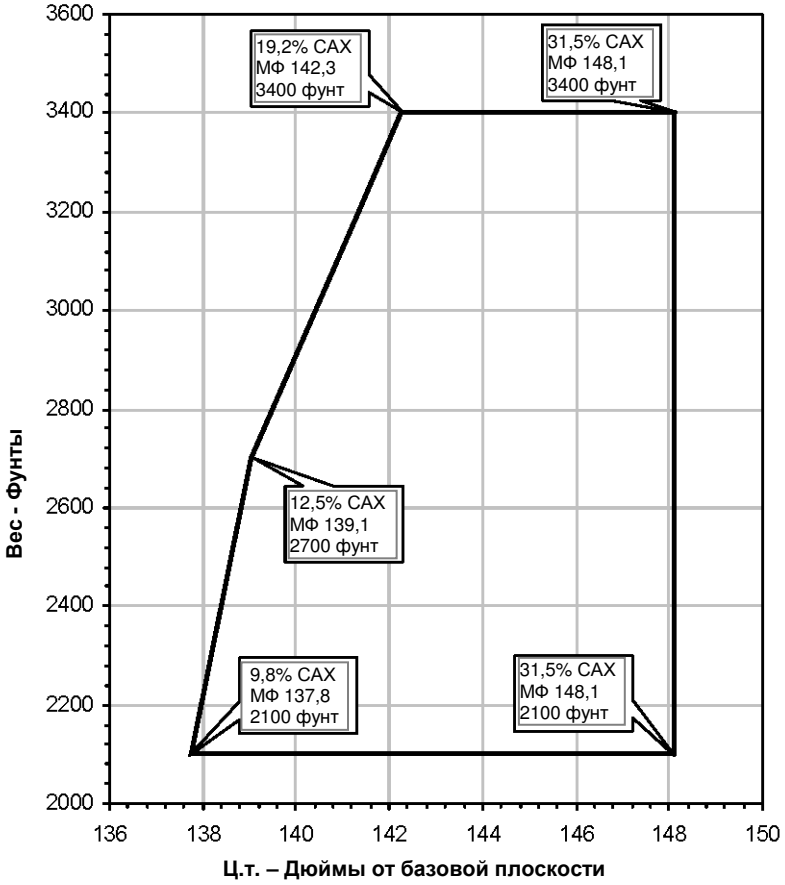
где:

САХ по передней кромке = 133, 1

САХ = 47,7.

ОГРАНИЧЕНИЯ ПО ЦЕНТРОВКЕ

На приводимых ниже графиках центровки представлен диапазон центровок самолета как расстояние в дюймах от базовой плоскости и как процент средней аэродинамической хорды (САХ). Связь между данными значениями подробно рассмотрена в инструкциях по взвешиванию.



ФОРМА ПО ЗАГРУЗКЕ И ЦЕНТРОВКЕ

Серийный номер: _____ Дата: _____

Регистр. номер: _____ Исходные данные: _____

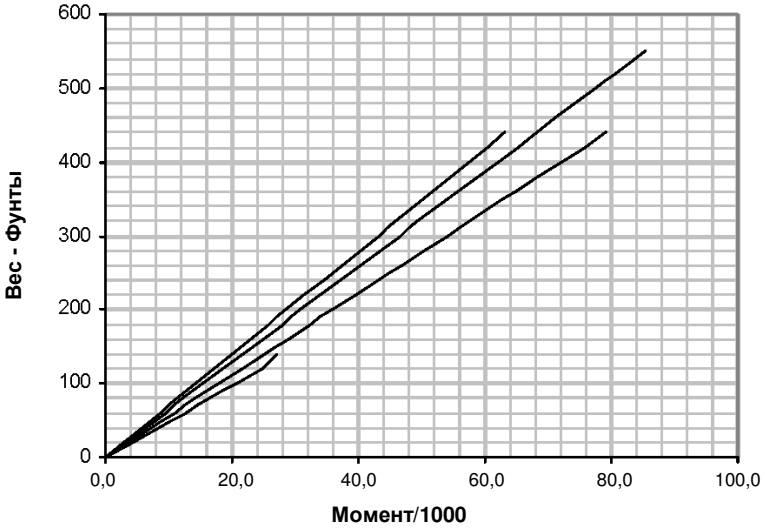
№ п/п	Описание	Вес фунты	Момент/ 1000
1	**Исходный вес пустого самолета** *(включая невырабатываемый остаток топлива и полный объем масла)*		
2	Лица, занимающие передние кресла *(пилот и пассажир – общий вес)*		
3	Лица, занимающие задние кресла		
4	Груз в багажном отсеке *(130 фунтов, максимум)*		
5	**Вес для условий нулевого топлива** *(Суммарный вес по пп.1–4)*		
6	Загрузка топлива 92 галл. и 6,0 фунт/галл. Максимум		
7	**Вес для условий перрона** *(Суммарный вес по пп. 5 и 6)*		
8	Топливо для старта, руления и разбега *(обычно около 9 фунтов при среднем значении момента 1394)*	–	–
9	**Вес для условий взлета** *(Значение подсчета по п. 8, вычесть из значения подсчета по п. 7)*		

Примечание. Взлетный вес не должен превышать 3400 фунтов.

Момент для условия взлета должен быть в пределах от минимального момента до максимального момента при взлетном весе (См. графики ограничений по моменту).

ДАННЫЕ ПО ЗАГРУЗКЕ

С помощью приведенного ниже графика или таблицы определить момент/1000 для топлива и коммерческой нагрузки, чтобы можно было заполнить Форму по загрузке.



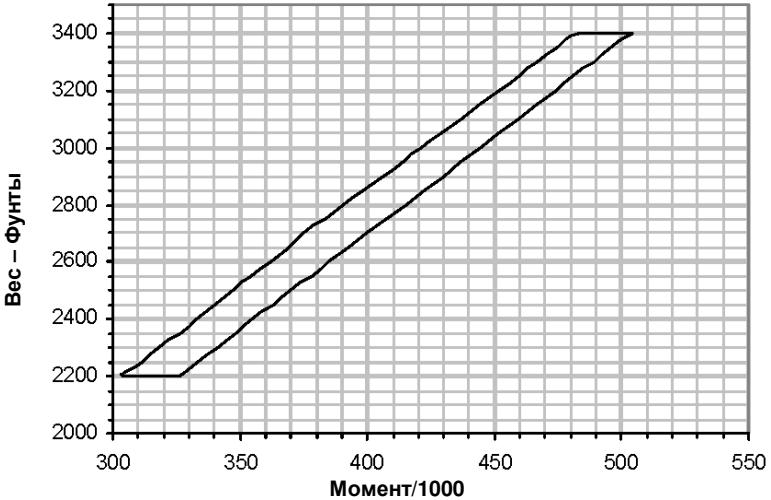
Вес, фунты	Пасс. пер. кр. МФ 143,5	Пасс. зад. кр. МФ 180,0	Багаж МФ 208,0	Топливо МФ 154,9	Вес, фунты	Пасс. пер. кр. МФ 143,5	Пасс. зад. кр. МФ 180,0	Топли-во МФ 154,9
20	2,87	3,6	4,16	3,098	300	43,05	54	46,47
40	5,74	7,2	8,32	6,196	320	45,92	57,6	49,568
60	8,61	10,8	12,48	9,294	340	48,79	61,2	52,666
80	11,48	14,4	16,64	12,392	360	51,66	64,8	55,764
100	14,35	18	20,8	15,49	380	54,53	68,4	58,862
120	17,22	21,6	24,96	18,588	400	57,4	72	61,96
140	20,09	25,2	27,04*	21,686	420	60,27	75,6	65,058
160	22,96	28,8		24,784	440	63,14	79,2	68,156
180	25,83	32,4		27,882	460			71,254
200	28,7	36		30,98	480			74,352
220	31,57	39,6		34,078	500			77,45
240	34,44	43,2		37,176	520			80,548
260	37,31	46,8		40,274	552**			85,5048
280	40,18	50,4		43,372				

* 130 фунтов, максимум

** 92 галлона США, расходуемое

ОГРАНИЧЕНИЯ ПО МОМЕНТУ

С помощью приведенных ниже графика или таблицы определить, не превышают ли пределы вес и момент, взятые из заполненной Формы по загрузке и центровке (Рис. 6-7).



Вес, фунты	Момент/1000 Минимум	Момент/1000 Максимум	Вес, фунты	Момент/1000 Минимум	Момент/1000 Максимум
2200	304	326	2850	398	422
2250	311	333	2900	406	430
2300	318	341	2950	414	437
2350	326	348	3000	421	444
2400	333	355	3050	429	452
2450	340	363	3100	437	459
2500	347	370	3150	444	467
2550	354	378	3200	452	474
2600	362	385	3250	460	481
2650	369	392	3300	467	489
2700	375	400	3350	475	496
2750	383	407	3400	483	504
2800	390	415			

Раздел 7 – ОПИСАНИЕ САМОЛЕТА И СИСТЕМ

ПЛАНЕР

Крыло

Конструкция крыла выполнена из композитных материалов, обеспечивающих гладкость поверхностей крыла и отсутствие швов. Поперечное сечение крыла представляет собой сочетание нескольких профилей с высокими аэродинамическими характеристиками. Большое относительное удлинение крыла обеспечивает низкое лобовое сопротивление. На каждом крыле имеется узел крепления главной стойки шасси, и в каждом крыле размещается топливный бак вместимостью 47,25 галлона.

В конструкция крыла G3 используется обычный лонжерон, нервюра и воспринимающий поперечные усилия профиль. Верхняя и нижняя обшивка приклеена к лонжерону, нервюрам и воспринимающей поперечные усилия задней стенке и образует кессон крыла, который воспринимает все действующие на крыло нагрузки изгиба и кручения. Воспринимающие поперечные усилия задние стенки имеют аналогичную конструкцию, но они не проходят через фюзеляж. Главный лонжерон С-образного сечения изготовлен из слоистого эподсидного/углепластика и выполнен неразъемным от одного конца крыла до другого. Лонжерон крыла проходит под фюзеляжем под двумя передними креслами и крепится к фюзеляжу в двух местах. Нагрузки от подъемной силы и посадочные нагрузки воспринимаются сплошным неразъемным лонжероном плюс парой задних стенок лонжерона, воспринимающих поперечные усилия (по одной на каждом крыле) и закрепленных к фюзеляжу.

Система руля направления

Геометрия крыла G3 несколько изменена из-за увеличения на 1° угла поперечного V, что исключает необходимость применения системы связи между элероном и рулем направления.

ТОПЛИВНАЯ СИСТЕМА

В крыльях размещается 92 галлона расходуемого топлива для работы двигателей. Система состоит из топливных кессонных баков емкостью 47,25 галлонов (46 галлонов расходуемого топлива) в каждом крыле, топливного коллектора/отстойника в каждом крыле, трехпозиционного селекторного клапана, электрического подкачивающего насоса и топливного насоса с приводом от двигателя. Из каждого бака топливо подается самотеком в соответствующие коллекторные отстойники, откуда с помощью топливного насоса с приводом от двигателя топливо подается под давлением в систему впрыска топлива, проходя через фильтр и селекторный клапан. Электрический топливный насос используется для прокачки и отвода пара.

Заправка каждого топливного бака-отсека топливом производится через заправочную горловину, расположенную на верхней поверхности каждого крыла. На нижней поверхности каждого крыла имеются люки, обеспечивающие доступ к соответствующему кессону (баку) для осмотра и технического обслуживания. В каждом крыльевом баке имеются датчики уровня поплавкового типа, передающие данные об уровне топлива на указатели топливомеров. Положительное давление в баке поддерживается с помощью дренажного трубопровода, идущего от каждого крыльевого бака. Из каждого крыльевого бака топливо самотеком поступает в соответствующий коллекторный бак в каждом крыле через сетчатый фильтр и откидной клапан. В каждом коллекторном баке/отстойнике имеется клапан слива и дренажа, выходящий в соответствующий топливный бак.

Топливный насос с приводом от двигателя забирает отфильтрованное топливо из двух коллекторных баков через трехпозиционный (ЛЕВЫЙ-ПРАВЫЙ-ВЫКЛ) (LEFT-RIGHT-OFF) селекторный клапан, который используется для выбора бака. Топливо, поступающее из топливного насоса, проходит через расходомер в разделитель потока и затем в отдельные цилиндры. Избыток топлива возвращается в выбранный бак.

Указатель количества топлива с двойным отсчетом расположен на центральном пульте рядом с переключателем топлива в поле видимости пилота. Отсечной топливный клапан и клапан выбора баков расположены рядом для обеспечения легкого доступа.

Дренаж топливной системы имеет существенное значение для работы системы. Блокировка системы приводит к уменьшению расхода топлива и, в конечном счете, к топливному голоданию и останову двигателя. Дренаж каждого бака выполнен независимо посредством дренажного трубопровода, оканчивающегося дренажным клапаном типа NACA, который вмонтирован в съемную панель на нижней поверхности крыла рядом с законцовкой.

Самолет может быть заправлен меньшим количеством топлива с целью большей загрузки кабины. Это достигается путем заправки каждого бака 30,0 галлонами расходуемого топлива до сигнализатора уровня топлива, который виден под топливозаправочной горловиной (до общего запаса расходуемого топлива 60 галлонов на всех этапах полета).

Сливные клапаны, имеющиеся в нижних точках системы, служат для слива топлива из системы для ее техобслуживания и для проверки топлива в системе на загрязнение и типа топлива. Перед каждым полетом необходимо брать пробу топлива. Для взятия небольшого количества топлива для пробы через сливные клапаны баков, коллекторных баков и отстойника топлива имеется специальный стакан. Для предупреждения конденсации топливные баки следует заправлять после каждого полета, если это не нарушает ограничений по взлетному весу для следующего полета.

Указатель количества топлива

Указатель количества топлива (2¼ дюйма) с двумя автономными индикаторами расположен на центральном пульте управления непосредственно перед переключателем селекторного клапана. Левая индикаторная стрелка прибора указывает количество топлива в левом баке и перемещается по шкале в диапазоне от 0 до 46 галл. США с ценой деления 5 галл. Стрелка правого индикатора перемещается по аналогичной шкале, относящейся к правому баку.

На шкалах обоих индикаторов обозначен желтый сектор в пределах от 0 до 14 галл. США. Оба индикатора прибора откалиброваны так, что показание ‘0’ обозначает полное отсутствие расходуемого топлива в соответствующем баке. Кроме того, каждый индикатор выдает сигнал на включение сигнальной лампы ТОПЛИВО (FUEL), когда количество топлива в баке уменьшается приблизительно до 14 галлонов. Индикация обеспечивается сигналами поплавковых датчиков уровня, установленных в каждом баке. Указатель имеет внутреннюю подсветку шкал. Для работы указателя количества топлива в систему прибора подается постоянный ток напряжением 28 В через 5-амперный автомат защиты сети КОЛИЧ. ТОПЛ. / АВ. ЧАСЫ (FUEL QTY / HOBBS) от главной шины питания 1 (Main Bus 1).

Примечание. Когда топливные баки заполнены только на четверть объема или меньше, в условиях продолжительного некоординированного полета, например при наружном или внутреннем скольжении, могут обнажаться выходные отверстия баков. Поэтому в полете с одним пустым баком или с подачей топлива из ЛЕВОГО (LEFT) или ПРАВОГО (RIGHT) бака, заполненного только на четверть или менее, не позволяйте самолету оставаться в режиме некоординированного полета дольше 30 с.

Сигнальная лампа ТОПЛИВО (FUEL)

Загорание желтой сигнальной лампы ТОПЛИВО (FUEL) на табло световой сигнализации свидетельствует о малом количестве оставшегося топлива. Лампа загорается при срабатывании выключателей в корпусе указателя количества топлива, если в каждом баке остается меньше 14 галл. топлива (в сумме – 28 галл. при сбалансированном положении баков в горизонтальном полете). Поскольку для того, чтобы загорелась лампа в обоих баках должно оставаться меньше 14 галл. топлива, она может загореться, когда количество топлива в одном баке находится всего 14 галл. (по показаниям в горизонтальном полете), если топливо расходуется из другого бака до полной выработки. При загорании лампы ТОПЛИВО (FUEL) в полете определите по индикаторам количество оставшегося топлива.

На лампу подается постоянный ток напряжением 28 В через 2-амперный автомат защиты сети СВЕТ. ТАБЛО / ПРИБ. ДВИГ. (ANNUN / ENGINE INS) от шины питания основных потребителей (Essential Bus).

ВНЕШНЕЕ ОСВЕЩЕНИЕ

Самолет оборудован аэронавигационными огнями на концах крыла с встроенными проблесковыми огнями для предотвращения столкновения и опознавательными огнями. Посадочная фара расположена на нижнем обтекателе.

Опознавательные огни

Самолет оборудован опознавательными огнями, расположенными на передней кромке на концах крыла. Управление огнями осуществляется выключателем посадочной фары на нижней панели приборной доски. Питание 28 В постоянного тока подается на опознавательные огни через 5 А автомат защиты сети ОПОЗН/ПОДСВ. ПРИБ. (REC/INST LTS) на главной шине 1.

СИСТЕМА ИСКУССТВЕННОГО КЛИМАТА

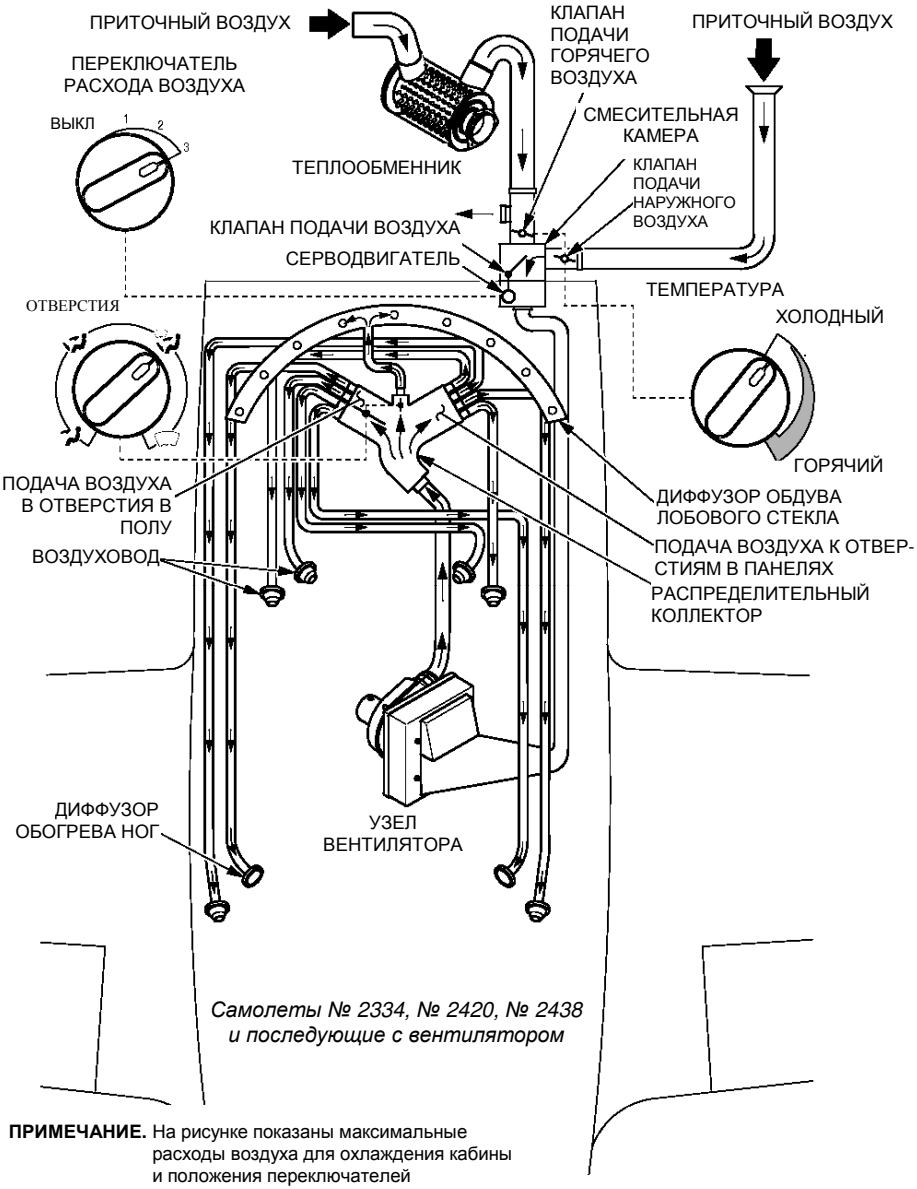
Обогрев и вентиляция кабины осуществляется путем подачи кондиционированного воздуха для обогрева кабины и удаления льда с лобового стекла и подачи наружного воздуха для вентиляции. Система искусственного климата состоит из воздузозаборника наружного воздуха в правом нижнем обтекателе, теплообменника около глушителя на выхлопе правого двигателя, воздухосмесительной камеры, воздухораспределительного трубопровода, распределительного коллектора, диффузора обдува лобового стекла и вентиляционных отверстий для экипажа и пассажиров. Для обеспечения дополнительного притока воздуха в тех случаях, когда может оказаться недостаточно приточного воздуха, например, при работе на земле, имеется 3-скоростной дополнительный вентилятор.

Наружный воздух поступает в воздухораспределительную систему кабины через вентиляционное отверстие NACA, расположенное на правом нижнем обтекателе, и направляется в воздухосмесительную камеру, установленную на передней стенке противопожарной пере-

городки. Наружный воздух также подается в воздухозаборник в правом верхнем обтекателе, проходит через верхний обтекатель и направляется в теплообменник около глушителя на выхлопе правого двигателя. Затем нагретый воздух поступает в воздухосмесительную камеру для смешения с наружным воздухом. После этого смешанный воздух прогоняется или приточным воздухом или дополнительным вентилятором в распределительный коллектор, установленный в центре задней стенки противопожарной перегородки. В распределительном коллекторе имеется дроссельный клапан, используемый для регулирования подачи воздуха на сопла в полу и обогрева лобового стекла. Воздух проходит прямо ко всем вентиляционным отверстиям в панелях.

Вентиляционные отверстия в панелях для обдува экипажа расположены на уровне груди с правой и левой стороны нижней панели приборной доски. Вентиляционные отверстия для обдува экипажа размещены в полу в нижней части каждой откидной плиты. Вентиляционные отверстия в панелях для обдува пассажирских мест расположены на уровне груди в подлокотниках заподлицо с панелями стен по левой и правой сторонам кабины. Вентиляционные отверстия для обдува пассажирских мест находятся в полу в нижней части панелей стен кабины по левой и правой сторонам кабины. Диффузор лобового стекла, расположенный в противобликовом блоке, направляет кондиционированный воздух к нижней части лобового стекла. Регулировка температуры, объема и расхода осуществляется с помощью ручек переключателей расхода воздуха, вентиляционных отверстий в кабине и температуры в кабине, размещенных на правой нижней стороне приборной доски. Дополнительный вентилятор получает питание 28 В постоянного тока через 15 А прерыватель Вентилятор (Fan) на главной шине 2 переменного тока.

Более подробное описание системы кондиционирования, устанавливаемой по выбору заказчика, режимов работы и дополнительные правила эксплуатации изложены в дополнении к Оперативному справочнику пилота «Система кондиционирования» P/N 13772-127, Изменение 1 или более позднее.



ПРИМЕЧАНИЕ. На рисунке показаны максимальные расходы воздуха для охлаждения кабины и положения переключателей

Рисунок 6

Система искусственного климата

Указатель расхода воздуха

Переключатель расхода воздуха, расположенный на пульте управления системой, регулирует объем подачи воздуха в распределительную систему кабины. При установке переключателя расхода воздуха в положение ВКЛ (ON) электромеханическое устройство устанавливает дроссельный клапан в смесительной камере на передней стенке противопожарной перегородки в полностью открытое положение. После этого воздух прогоняется или приточным воздухом или дополнительным вентилятором в распределительный коллектор, установленный в центре задней стенки противопожарной перегородки.

Переключатель вентиляции

Кондиционированный воздух, подаваемый из распределительного коллектора, может дозироваться и подводиться к пассажирам и/или лобовому стеклу с помощью переключателя вентиляции кабин. Переключатель механически связан с дроссельными клапанами на входах в диффузор обдува лобового стекла и трубы в полу кабины. К сферическим поворотным соплам в панелях и подлокотниках воздух поступает постоянно. Каждый находящийся на борту может регулировать расход воздуха от нуля до максимального количества путем поворота сопла.

Когда переключатель находится в крайнем левом положении, оба дроссельных клапана закрыты, обеспечивая максимальную подачу воздуха к сферическим поворотным соплам в панелях и подлокотниках. При повороте переключателя на четверть оборота по часовой стрелке дроссельный клапан в полу кабины открывается, обеспечивая поступление воздуха на диффузоры обогрева ног сидящих на задних креслах и к соплам передних кресел, установленным на нижней поверхности каждой откидной плиты. При повороте переключателя еще на четверть оборота по часовой стрелке открывается дроссельный клапан диффузора обдува лобового стекла, обеспечивая распределение воздуха между противообледенителем и соплами в полу кабины. Когда переключатель находится в крайнем правом положении, дроссельный клапан в полу кабины закрыт, обеспечивая максимальную подачу воздуха на диффузор обдува лобового стекла.

Переключатель температуры

Переключатель температуры механически связан с клапанами горячего и холодного воздуха. При повороте переключателя оба клапана открываются и закрываются одновременно, обеспечивая смешивание горячего и холодного воздуха и его подвод к распределительной системе. Поворот переключателя по часовой стрелке обеспечивает поступление воздуха в систему от нагревателя, а против часовой стрелки – от охладителя.

Раздел 8 – УХОД, ОБСЛУЖИВАНИЕ, ТЕХНИЧЕСКОЕ ОБСЛУЖИВАНИЕ

ОБСЛУЖИВАНИЕ

Заправка топливных баков

Соблюдайте все требования техники безопасности при выполнении операций, связанных с использованием бензина. Заправочные горловины расположены на переднем скате крыла. В каждую консоль крыла вмещается 46 галл. США, максимум. Если общее количество заливаемого топлива составляет меньше стандартного объема, равного 92 галл. США, то топливо должно быть равномерно распределено между обоими баками.

Оперативный справочник пилота и утвержденное FAA Руководство по летной эксплуатации самолета

Дополнение 15

БЛОК НАВИГАЦИИ GARMIN СЕРИИ 400W ГЛОБАЛЬНОЙ СИСТЕМЫ ОПРЕДЕЛЕНИЯ МЕСТОПОЛОЖЕНИЯ (GPS)

После установки блока навигации Garmin серии 400W системы GPS на самолет SR22 фирмы Cirrus Design настоящее Дополнение вступает в силу и должно быть включено в Раздел Дополнений (Разд. 9) Оперативного справочника пилота самолета SR22 фирмы Cirrus Design. Данный документ должен постоянно находиться на борту самолета. Информация, содержащаяся в данном Дополнении, дополняет, аннулирует или исключает информацию, содержащуюся в основном Оперативном справочнике пилота самолета SR22.

Примечание. Данное изменение, внесенное в Дополнения к Оперативному справочнику пилота под обозначением Изменение 01 и датированное 11.11.07, аннулирует и заменяет первое издание данного Дополнения к Оперативному справочнику пилота, датированное 15.08.07.

Раздел 1 – ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Блок навигации Garmin серии 400W системы GPS, приводимый в действие системой WAAS, способен выдавать первичную навигационную информацию для полета по маршруту, в зоне аэропорта, захода на посадку без радионаведения по глиссаде и с наведением по глиссаде с типичной точностью определения местоположения 1 метр по горизонтали и 2 метра по вертикали.

Система функционального дополнения с широкой зоной действия (система WAAS) состоит из главных станций, размещенных в Соединенных Штатах для контроля данных, получаемых со спутников системы GPS. Две ведущие станции, расположенные на обоих побережьях, собирают данные с главных станций и формируют корректирующее сигнальное сообщение, получаемое от системы GPS. В данной поправке учитывается орбита спутника системы GPS и дрейф часов плюс запаздывание сигналов, вызываемых состоянием атмосферы и ионосферы. После этого скорректированные данные передаются через геостационарные спутники.

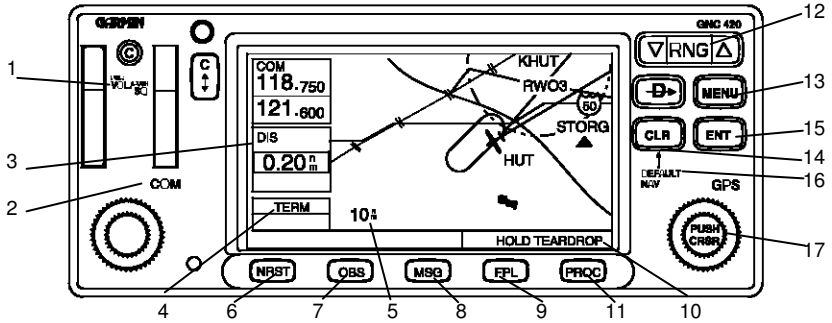
Система WAAS также способна быстро определять достоверность сигналов, полученных от данного спутника, и исключать его из процедуры принятия решений навигационных задач с помощью автономного контроля целостности приемников (RAIM), средства, разработанного для определения достоверности сигналов системы GPS.

Примечание. *Зона обзора спутников системой WAAS ограничивается только Северной Америкой*. В других частях мира пользователь может получить данные от системы WAAS, но сигнал не будет скорректирован и, таким образом, не улучшит точность приема.

Модели блоков навигации

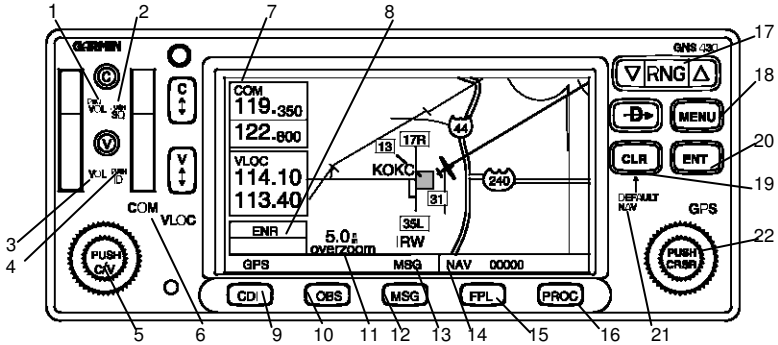
В данном документе рассмотрены два блока навигации Garmin серии 400W системы GPS: GNC 420W и GNS 430W. Обе модели будут идти под общим наименованием блок навигации, за исключением случаев, когда будут рассматриваться их физические различия и различия в работе.

Примечание. Подробные описания и полные инструкции по эксплуатации блоков навигации GNC 420W и GNS 430W *см. в Руководстве и Справочнике пилота на блок навигации Garmin серии 400W системы GPS, P/N 190-00356-00, Изменение A или более позднее.*



Условные обозначения

1 – ПИТАНИЕ
ГРОМКОСТЬ НАЖАТЬ
БЕСШУМНАЯ НАСТРОЙКА
2 – СВЯЗЬ
3 – ДИСТАНЦИЯ
0,20 мор. мили
4 – ЗОНА АЭРОДРОМА
5 – 10 мор. миль
6 – БЛИЖАЙШИЙ
7 – ЗАДАТЧИК ПЕЛЕНГА НА
ВСЕНАПРАВЛЕННУЮ СТАНЦИЮ
8 –Сообщение
9 – Планирование выработки топлива
10 – ВЫДЕРЖИВАТЬ ПОСАД. КУРС
ОТВОРОТОМ НА РАСЧ. УГОЛ
11 – ПОРЯДОК ДЕЙСТВИЙ
12 – Дальность
13 – МЕНЮ
14 – СБРОС
15 – ВВОД
16 – НАВ ПО УМОЛЧАНИЮ
17 – ОТОДВИНУТЬ (НАЖАТЬ) КУРСОР



1 – ПИТАНИЕ
ГРОМКОСТЬ
2 – НАЖАТЬ БЕСШУМНАЯ НАСТРОЙКА
3 – ГРОМКОСТЬ
4 – НАЖАТЬ ОПОЗН.
5 – НАЖАТЬ C/V
6 – СВЯЗЬ
7 – СВЯЗЬ
8 – МАРШРУТ
9 – УКАЗАТЕЛЬ ОТКЛОНЕНИЯ ОТ КУРСА
10 – ЗАДАТЧИК ПЕЛЕНГА НА
ВСЕНАПРАВЛЕННУЮ СТАНЦИЮ
11 – 5,0 мор. мили
РЕЗКИЙ НАБОР ВЫСОТЫ
12 – Сообщение
13 – Сообщение
14 – НАВ
15 – Планирование выработки топлива
16 – ПОРЯДОК ДЕЙСТВИЙ
17 – ДАЛЬНОСТЬ
18 – МЕНЮ
19 – СБРОС
20 – ВВОД
21 – НАВ ПО УМОЛЧАНИЮ
22 – ОТОДВИНУТЬ (НАЖАТЬ) КУРСОР

Рисунок 1

Блоки навигации серии 400W GNC 420W и GNS 430W

Раздел 2 – ОГРАНИЧЕНИЯ

1. Руководство и справочник пилота на блок навигации Garmin серии 400W системы GPS, P/N 190-00356-00, Изменение A или более позднее должны быть легко доступны пилоту в полете. Обозначение программного обеспечения, указанное в Руководстве для пилота, должно соответствовать обозначению, указанному на оборудовании.

2. Самолетовождение по маршруту и в зоне аэропорта по приборам запрещается, если пилот не сверит срок действия базы данных или точность каждого выбранного пункта маршрута с текущими подтвержденными данными.

3. Блок навигации Garmin серии 400W системы GPS отвечает требованиям RNP5 (BRNAV) AC 90-96 и к нему применимы сведения, содержащиеся в AC 20-138 и JAA AMJ 20X2, брошюра 2, Изменение 1 в том случае, если он получает правильную навигационную информацию от приемника системы GPS.

4. Не пользоваться интерфейсом МЕСТНОСТЬ (TERRAIN) для самолетовождения. Индикатор местности не обладает возможностями систем TAWS и предназначен для использования только в качестве средства улучшения ситуационной осведомленности и не обеспечивает такую точность отображения местности, только на основе которой можно было бы принимать решения по выполнению маневров для обхода препятствий на местности и уклонения от препятствий.

Раздел 3 – ДЕЙСТВИЯ В АВАРИЙНЫХ СИТУАЦИЯХ

1. В случае невозможности получения информации от блока навигации системы GPS или в случае ее недостоверности, пользоваться, по необходимости, остальным работающим навигационным оборудованием.

2. В случае индикации сообщения об отсутствии достоверности (Loss of Integrity) (INTEG) или в случае получения аварийно-сигнального сообщения о положении от устройства RAIM:

a. В полете по маршруту/в зоне аэропорта – продолжать навигацию с помощью оборудования системы GPS и периодически сверять наведение по системе GPS с другими утвержденными средствами навигации.

b. При заходе на посадку по сигналам системы GPS – при наличии индикации недостоверности сигнала (INTEG) заходы на посадку по сигналам системы GPS не разрешаются – выполнить прерванный заход на посадку или перейти на навигацию с помощью другого средства.

Раздел 4 – ВЫПОЛНЕНИЕ НОРМАЛЬНОГО ПОЛЕТА

Различия в сопряжении одиночного или сдвоенного используемых блоков см. в Разделе Описание систем в данном Дополнении. Порядок действий пилота при выполнении нормального полета изложены в Руководстве и Справочнике пилота на блок навигации Garmin серии 400W системы GPS, P/N 190-00356-00, Изменение A или более позднее.

Включить блок навигации

1. Главный выключатель аккумулятора ..... ВКЛ (ON)
2. Выключатель питания
   радионавигационного оборудования ..... ВКЛ (ON)
3. Переключатель СВЯЗЬ/Питание
   (COM/Power) блока навигации ... Повернуть в положение ВКЛ (ON)

Пока будет проводиться самоконтроль, на индикаторе блока навигации будет высвечиваться страница приветствия. После успешного завершения самоконтроля, блок навигации запрашивает подтверждение базы данных NAV Data, получает данные о координатах и затем выводит полученные данные о координатах на индикатор блока навигации и на многофункциональный дисплей.

Примечание. Блок навигации не сопряжен с вычислителем воздушных данных и данных о топливе. Чтобы воспользоваться функцией планирования выработки топлива на вспомогательных (AUX) страницах индикатора, необходимо вручную ввести данные о количестве топлива на борту самолета и расходе топлива.

Для уточнения данных о высоте блок навигации системы GPS использует информацию о высоте, получаемую от цифрового преобразователя высоты устройств кодирования информации о высоте.

Выключить блок навигации

1. Переключатель СВЯЗЬ/Питание (COM/Power) блока навигации ..... Повернуть против часовой стрелки в положение ВЫКЛ (OFF)

Раздел 5 – ЛЕТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Не отличаются от указанных в основном Справочнике.

Раздел 6 – ЗАГРУЗКА И ЦЕНТРОВКА

Не отличаются от указанных в основном Справочнике.

Раздел 7 – ОПИСАНИЕ САМОЛЕТА И СИСТЕМ

Примечание. В данном разделе содержатся общее описание и сведения о сопряжении блоков навигации Garmin GNC 420W и GNS 430W серии 400W на самолете. Подробное описание и инструкции по эксплуатации блоков навигации см. в *Руководстве и Справочнике пилота по блоку навигации Garmin серии 400W системы GPS, P/N 190-00356-00, Изменение A или более позднее изменение.*

GNC 420W

Блок навигации GNC 420W является вспомогательным блоком навигации (GPS 2) и представляет собой блок навигации системы GPS и приемопередатчик системы связи ОВЧ-диапазона. Блок навигации системы GPS состоит из приемника GPS, навигационного вычислителя и базы данных Jeppeson NavData, установленных в блоке управления GNC 420W на центральном пульте. Кроме того, в данный блок также встроен радиоприемник системы связи ОВЧ-диапазона, имеющий обозначение COM 2.

Блок навигации системы GPS

Блок навигации GNC 420W сопряжен с бортовым указателем отклонения от курса (CDI). Антенна GPS 2 расположена на верху фюзеляжа вдоль центральной оси самолета и несколько смещена назад от заднего окна. Блок навигации получает питание 28 В постоянного тока через 5 А GPS 2 и 7,5 А автоматы защиты сети COM 2, расположенные на шинах питания второстепенных потребителей радиоэлектронного оборудования.

Приемопередатчик системы связи (COM)

GNC 420W включает встроенный приемопередатчик системы связи (COM) ОВЧ-диапазона с цифровой настройкой. Антенна COM 2 расположена под кабиной вдоль центральной оси самолета.

Приемопередатчик работает от источника питания постоянного тока 28 В, контролируемого с помощью главного выключателя радиоэлектронного оборудования и подаваемого через 7,5 А автомат защиты сети COM 2, расположенный на шине второстепенных потребителей радиоэлектронного оборудования.

GNS 430W

Блок навигации GNS 430W, являющийся основным блоком навигации (GPS 1), отличается от блока навигации GNC 420W наличием приемника сигналов ВОР и КРМ и глиссадного приемника, сертифицированных для использования для полетов по приборам. В случае установки второго блока навигации GNS 430W второй блок будет работать как описано ниже, только в этом случае блок навигации системы GPS имеет обозначение GPS 2, навигационный приемник NAV – обозначение НАВ 2 (NAV 2) и приемник системы связи ОВЧ-диапазона – COM 2.

Блок навигации GPS 2 и приемник NAV ОВЧ-диапазона получают питание 28 В постоянного тока через главный выключатель радиоэлектронного оборудования и 5 А автомат защиты сети GPS 2, расположенный на шине питания второстепенных потребителей радиоэлектронного оборудования. 28 В постоянного тока для работы приемопередатчика подается через главный выключатель радиоэлектронного оборудования и 7,5 А автомат защиты сети COM 2,

расположенный на шине питания второстепенных потребителей радиоэлектронного оборудования.

Ниже приводится описание одиночного блока навигации GNS 430W и выполняемых им функций.

Блок навигации системы GPS

Блок навигации GNS 430W сопряжен с бортовыми плановым навигационным прибором (HSI) и многофункциональным дисплеем (MFD). Обычно второй блок навигации системы GPS является дополнительным и разрешен к применению только для визуальных полетов (ПВП). Если вторым блоком навигации системы GPS является тоже GNS 430W, он будет сопряжен с указателем отклонения от курса (CDI) и тоже разрешен к применению для полетов по приборам (ППП).

Антенна системы GPS 1 расположена на верху фюзеляжа вдоль центральной оси самолета и несколько смещена назад относительно заднего окна, а антенна системы GPS 2 расположена на верху фюзеляжа вдоль центральной оси самолета и несколько смещена вперед относительно заднего окна. Блок навигации GNS 430W получает питание 28 В постоянного тока через 5 А автомат защиты сети GPS 1, расположенный на шине питания основных потребителей радиоэлектронного оборудования.

Навигационный (NAV) приемник

GNS 430W имеет встроенный навигационный (NAV) приемник, способный принимать сигналы ОВЧ-диапазона маяков ВОР и КРМ (VOR/LOC) и глиссадного приемника (G/S). Антенна NAV расположена на законцовке вертикального оперения.

Питание 28 В постоянного тока, необходимое для работы навигационного приемника, контролируется главным выключателем радиоэлектронного оборудования, расположенным на щитке выключателей на нижней панели приборной доски, и поступает через 5 А автомат защиты сети GPS 1, расположенный на шине питания основных потребителей радиоэлектронного оборудования.

Приемопередатчик системы связи (COM)

В состав блока навигации GNS 430W входит приемопередатчик системы связи (COM) ОВЧ-диапазона с цифровой настройкой. Антенна приемопередатчика COM 1 расположена над кабиной вдоль центральной оси самолета.

Питание 28 В постоянного тока, необходимое для работы приемопередатчика, контролируется главным выключателем радиоэлектронного оборудования и подается через 7,5 А автомат защиты сети COM 1, расположенный на шине питания основных потребителей радиоэлектронного оборудования.

Комплектация радиоэлектронного оборудования

Блок навигации GNS 430W встраивается в радиоэлектронное оборудование в двух конфигурациях:

1. Одиночный блок навигации GNS 430W (GPS 1) сопряжен с основным пилотажным индикатором (PFD) и многофункциональным дисплеем (MFD), а одиночный блок навигации GNC 420W (GPS 2) сопряжен с многофункциональным дисплеем (MFD) (VOR/LOC).

   - В данной конфигурации GPS 1 является блоком навигации GNS 430W с приемником системы связи (COM) ОВЧ-диапазона, сопряженным с основным пилотажным индикатором (PFD) и многофункциональным дисплеем (MFD) как GPS 1/VLOC 1. Переключите источник НАВ (NAV) на GPS 1 или VLOC 1 с помощью кнопки переключения НАВ (NAV) основного пилотажного индикатора (PFD). При установке источника на GPS1 или VLOC 1 он может попеременно устанавливаться на систему GPS или VLOC с помощью кнопки указателя отклонения от курса (CDI) на блоке навигации. Активный источник идентифицируется на основном пилотажном индикаторе (PFD).

   - В данной конфигурации GPS 2 является блоком навигации GNS 420W с приемником системы связи (COM) ОВЧ-диапазона, сопряженным с основным пилотажным индика-

тором (PFD) и многофункциональным дисплеем (MFD) как GPS 2. Переключайте источник НАВ (NAV) на GPS 2 с помощью кнопки переключения НАВ (NAV) основного пилотажного индикатора (PFD). Активный источник идентифицируется на основном пилотажном индикаторе (PFD).

2. Установлены сдвоенные блоки GNS 430W. В данной конфигурации GPS 1 является главным GNS 430W блоком на пульте, а GPS 2 является вспомогательным GNS 430W блоком.

   - В данной конфигурации GPS 1 является блоком навигации GNS 430W с приемником системы связи (COM) ОВЧ-диапазона, совмещенным с основным пилотажным индикатором (PFD) и многофункциональным дисплеем (MFD) как GPS 1/VLOC 1. Переключайте источник НАВ (NAV) на GPS 1 или VLOC 1 с помощью кнопки переключения НАВ (NAV) основного пилотажного индикатора (PFD). При установке источника на GPS 1 или VLOC 1 он может попеременно переключаться на GPS или VLOC с помощью кнопки указателя отклонения от курса (CDI) на блоке навигации. Активный источник идентифицируется на основном пилотажном индикаторе (PFD).

   - В данной конфигурации GPS 2 является блоком навигации GNS 430W с приемником системы связи (COM) ОВЧ-диапазона, сопряженным с основным пилотажным индикатором (PFD) и многофункциональным дисплеем (MFD) как GPS 2/VLOC 2. Переключайте источник НАВ (NAV) на GPS 2 или VLOC 2 с помощью кнопки переключения НАВ (NAV) на основном пилотажном индикаторе (PFD). При установке источника на GPS 2 или VLOC 2 он может попеременно переключаться на GPS или VLOC с помощью кнопки указателя отклонения от курса (CDI) на блоке навигации. Активный источник идентифицируется на основном пилотажном индикаторе (PFD).

Интерфейс МЕСТНОСТЬ (TERRAIN)

Примечание. По функциональному назначению система МЕСТНОСТЬ (TERRAIN) является стандартным устройством, используемым в блоках GNS 430W с основной версией программного обеспечения 5.01 или более высокого уровня и достоверной базой данных о местности и препятствиях.

Система МЕСТНОСТЬ (TERRAIN) фирмы Garmin является системой осведомления о местности, встроенной в блоки GNS 430W с целью улучшения ситуационного осведомления пилота и предназначенной для использования в качестве средства уменьшения риска столкновения самолета с землей в управляемом полете. Функция системы МЕСТНОСТЬ состоит в индикации высот местности и препятствий относительно высоты самолета и является уведомительной. Отдельные препятствия могут быть выведены на индикатор, если они имеются в базе данных; однако не все препятствия могут быть в базе данных и данные о них могут быть неточными. Информацией о местности следует пользоваться как средством визуального обнаружения, а не средством навигации или маневрирования с целью уклонения от препятствий на местности.

Более подробное описание назначения системы МЕСТНОСТЬ см. в *Руководстве и Справочнике пилота на навигационный блок Garmin серии 400W системы GPS, P/N 190-00356-00, Изменение A или более позднее изменение*.

Раздел 10

ИНФОРМАЦИЯ ПО БЕЗОПАСНОСТИ

Раздел 10

ИНФОРМАЦИЯ ПО БЕЗОПАСНОСТИ

Содержание

Введение.....10-3
Ввод в действие самолетной парашютной системы.....10-4
Сценарии раскрытия парашюта.....10-4
Столкновение в воздухе.....10-4
Отказы элементов конструкции.....10-5
Потеря управляемости.....10-5
Посадка в опасной по рельефу местности.....10-5
Потеря пилотом дееспособности.....10-6
Общие сведения о приведении в действие системы.....10-6
Скорость при вводе системы.....10-6
Высота раскрытия парашюта.....10-6
Положение самолета при вводе в действие системы.....10-7
Рекомендации по выполнению посадки.....10-7
Положение тела при аварийной посадке.....10-8
Положение дверей.....10-8
Посадка на воду.....10-9
Пожар после удара.....10-10
Порывы ветра на земле.....10-10
Техника руления, управления носовым колесом и торможения.....10-10
Правильная техника эксплуатации.....10-11
Техническое обслуживание тормозов.....10-12

ВВЕДЕНИЕ

Самолет SR22 является современным самолетом, в котором применены передовые технические достижения; самолет рассчитан на безопасную и эффективную эксплуатацию в условиях полета. Однако, как и в случае эксплуатации других воздушных судов, пилоты должны совершенствовать свое мастерство для достижения максимальной безопасности, коэффициента использования и экономичности.

Как пилот, вы должны тщательно изучить содержание данного Справочника, Дополнений к Справочнику, Контрольный перечень проверок самолета SR22 и Руководства по эксплуатации и данные, предоставленные изготовителями оборудования, установленного на данном самолете. Вы должны эксплуатировать самолет в соответствии с утвержденными FAA действующими правилами эксплуатации при соблюдении ограничений, указанных в Разделе 2 настоящего Справочника.

Раздел «Выполнение нормального полета» данного Справочника был составлен с целью обеспечения руководства для повседневной эксплуатации данного самолета. Содержащиеся в данном Разделе процедуры являются результатом летных испытаний, предъявляемых FAA требований к сертификации и всестороннего накопленного пилотами опыта эксплуатации. Полностью ознакомьтесь с указанным порядком действий, проведите все необходимые проверки и пилотируйте самолет, соблюдая ограничения и согласно указаниям, содержащимся в данных процедурах.

ВВОД В ДЕЙСТВИЕ САМОЛЕТНОЙ ПАРАШЮТНОЙ СИСТЕМЫ (CAPS)

Самолетная парашютная система (CAPS) предназначена для спуска на землю самолета и находящихся на борту пассажиров в аварийной ситуации, представляющей угрозу для жизни. Но поскольку раскрытие системы CAPS может привести к повреждению конструкции самолета и, в зависимости от неблагоприятных внешних факторов, таких как высокая скорость при раскрытии парашюта, малая высота, неровная местность или сильный ветер, может вызвать серьезные травмы или смерть находящихся на борту пассажиров, к ее применению не следует относиться с легкостью. Наоборот, каждый пилот самолета SR22 должен хорошо обдумать возможные сценарии ввода парашюта в действие и мысленно их проработать.

Приведенные ниже рекомендации имеют целью направить ваши мысли на вопрос ввода парашютной системы в действие. Они носят информативный, а не директивный характер. Именно вам, пилоту, надлежит определить, когда и как применить парашютную систему CAPS.

Сценарии раскрытия парашюта

В данном разделе описаны возможные сценарии, при которых может стать нужным ввести парашютную систему CAPS. В данный перечень сценариев не предполагалось включить все сценарии, но предполагалось просто показать виды ситуаций, когда ввод системы CAPS может быть единственным способом спасения находящихся на борту самолета людей.

Столкновение в воздухе

Столкновение в воздухе может сделать самолет неспособным совершать полет из-за повреждения системы управления или силовой конструкции. В случае столкновения немедленно определите, поддается ли самолет управлению и способен ли он продолжать безопасный полет и совершить посадку с точки зрения прочности конструкции. Если нет, следует рассмотреть необходимость ввода парашютной системы.

Отказы элементов конструкции

Повреждение конструкции может быть вызвано многими обстоятельствами, такими как попадание в зону сильных порывов ветра при скоростях полета выше крейсерской скорости самолета, ограниченной прочностью конструкции, непреднамеренное отклонение органов управления на полный угол при скоростях выше максимальной маневренной скорости или превышение расчетного коэффициента перегрузки при выполнении маневра. В случае повреждения конструкции немедленно определите, поддается ли самолет управлению и способен ли он продолжать безопасный полет и совершить посадку, учитывая критерии прочности конструкции. Если нет, следует рассмотреть необходимость ввода системы CAPS.

Потеря управляемости

Потеря управляемости может быть вызвана многими ситуациями, такими как отказ системы управления (отключение или заедание органов управления), сильная турбулентность следа, сильная турбулентность, вызывающая опрокидывание, сильное обледенение конструкции или длительная потеря ориентации пилотом, вызванная головокружением или паникой, или движение по спирали/штопором. В случае потери управляемости определить, можно ли вывести самолет из данного режима. При невозможности восстановить управление следует ввести систему CAPS. Данное решение следует принять до достижения предварительно установленной высоты принятия решения (2000 футов над уровнем земли, как будет рассмотрено ниже).

Посадка в опасной по рельефу местности

В случае необходимости совершить вынужденную посадку из-за отказа двигателя, израсходования топлива, сильного обледенения конструкции или любого другого условия ввод системы CAPS оправдан только при невозможности совершить посадку с малым риском или без риска для находящихся на борту самолета лиц. Однако если указанное выше условие возникает над местностью, не позволяющей совершить такую посадку, например, над очень неровной

или гористой местностью, над водой при недостаточной для посадки дистанции планирования для посадки на сушу или рассеянный над землей туман или ночью, следует рассмотреть необходимость ввода системы CAPS.

Потеря пилотом дееспособности

Недееспособность пилота может быть вызвана любой причиной, начиная от медицинского состояния пилота до травмы пилота, полученной от удара птицы. Если это произойдет и пассажиры не могут безопасно совершить посадку, следует рассмотреть необходимость ввода парашютной системы пассажирами. Эту возможность следует объяснить пассажирам перед полетом и проинструктировать соответствующих пассажиров по поводу работы системы CAPS, с тем, чтобы при необходимости они могли бы успешно ввести ее в действие.

Общие сведения о приведении в действие системы

Скорость при вводе системы

Максимальная приборная воздушная скорость, при которой было продемонстрировано раскрытие самолетного парашюта, составляет 133 KIAS. Ввод парашюта при более высоких скоростях может вызвать воздействие на парашют и самолет очень больших нагрузок, что может привести к повреждению конструкции. Сразу же после принятия решения ввести систему CAPS принять приемлемые меры для снижения воздушной скорости до минимально возможной. Однако при критических времени и высоте и/или при неизбежности столкновения с землей следует ввести систему CAPS независимо от величины воздушной скорости.

Высота раскрытия парашюта

Для ввода системы не была установлена минимальная высота. Это объясняется тем, что действительная потеря высоты при конкретном вводе системы зависит от воздушной скорости, высоты самолета и его положения в пространстве при раскрытии парашюта, а также от других факторов окружающей среды. Тем не менее, во всех случаях возможности успешного раскрытия системы увеличиваются с высотой. Следует иметь в виду, что минимальная высота,

на которой было продемонстрировано раскрытие CAPS после одного витка штопора, составляет 920 футов. Продемонстрированная потеря высоты при вводах парашюта в горизонтальном полете составила менее 400 футов. Принимая во внимание эти данные, возможно, полезно помнить, что высота 2000 футов над уровнем земли – это конечная высота принятия решения. Выше 2000 футов обычно есть время для систематической оценки аварийной ситуации и реагирования на нее. Ниже 2000 футов решение ввести систему CAPS должно быть принято почти немедленно для обеспечения максимальной возможности успешного раскрытия парашюта. На любой высоте ввести в действие систему без промедления, как только определено, что применение системы CAPS является единственной возможностью спасти находящихся на борту самолета людей.

Положение самолета при вводе в действие системы

Испытания по вводу системы CAPS проводились при всех положениях закрылков при скоростях от V_{so} до V_a. Бóльшая часть испытаний системы CAPS проводилась в горизонтальном полете. Также выполнялись испытания по вводу системы из режима штопора. В результате этих испытаний было определено, что, как только парашют вводился в свободный поток ракетой, он успешно возвращал самолет в горизонтальное положение для снижения под парашютом. Но можно допустить, что для максимального уменьшения случаев запутывания парашюта и уменьшения колебаний самолета под парашютом следует вводить систему CAPS из нормального положения без крена, если это вообще возможно.

Рекомендации по выполнению посадки

После раскрытия парашюта самолет будет снижаться со скоростью 1700 футов в минуту при скорости бокового перемещения, равной скорости ветра у поверхности земли. Касание парашютом земли эквивалентно удару о землю с высоты около 13 футов. В то время как планер, кресла и шасси рассчитаны на восприятие такого напряжения, находящиеся на борту люди должны быть подготовлены к посадке. Первенствующим соображением при всех посадках с введенным парашютом является подготовка людей, находящихся на борту самолета, к приземлению для максимальной их защиты от травм.

Положение тела при аварийной посадке

Самым важным соображением, связанным с приземлением с раскрытой системой CAPS, является защита находящихся на борту людей от травм, особенно травмы спины. Вероятность травмирования спины при приземлении пассажиров повышается при отклонении спины от прямого положения при попытке пассажира открыть дверь или закрепить какие-либо блоки. Задолго до приземления все находящиеся на борту должны занять положение для аварийной посадки. После приземления все находящиеся на борту должны сохранять положение тела для аварийной посадки до полной остановки самолета.

Чтобы занять положение тела для аварийной посадки необходимо застегнуть ремни кресла и плечевые ремни, положить обе руки на колени, обхватить одной рукой запястье другой руки и, распрямив торс, прижаться к спинке кресла. Подушки кресел заполнены алюминиевым сотовым материалом, который при ударе разрушается, поглощая направленные вниз нагрузки и защищая позвоночник от компрессионной травмы.

Положение дверей

В большинстве случаев лучше всего оставить двери закрытыми и воспользоваться имеющимся временем для передачи аварийных вызовов, перекрытия систем и занятия положения для аварийной посадки задолго до удара. Ниже даны некоторые отдельные рекомендации, но решение пилота будет зависеть от всех факторов, в том числе время до удара, высота, характер местности, ветры, состояние самолета и.т.д.

При ударе может заклинить одну или обе двери. Если это случится, то находящиеся на борту самолета люди вынуждены будут силой открыть частично заклинившуюся дверь или выбраться через окно в двери, воспользовавшись молотком для аварийного выхода, находящимся в крышке среднего подлокотника. Это может значительно задержать покидание самолета пассажирами.

Если пилот решает приземлиться с открытой дверью, он должен учесть несколько других факторов: потеря двери, возможность травмирования головы или получения травмы каким-либо предметом, который может попасть через открытую дверь.

- Если перед приземлением при посадке с помощью парашютной системы CAPS дверь будет открыта, то, вероятнее всего, при ударе самолета дверь отделится от него.
- Если дверь будет открыта и самолет будет касаться земли с вращением по крену, находящийся на борту самолета человек может быть отброшен вперед и может удариться головой о дверную стойку. Касание земли с вращением по крену может быть вызвано неровностью местности, столкновением с каким-либо предметом, например, деревом, или неустановившимся положением самолета.
- При открытой двери какой-либо предмет, например, сук или летящие осколки могут попасть через проем двери и ударить находящегося на борту самолета.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Если решено отпереть дверь, откройте только одну дверь. Открытая дверь будет служить аварийным выходом, а также снизит риски, связанные с контактом с землей. Обычно это бывает дверь второго пилота, так как это дает возможность другим находящимся на борту покинуть самолет первыми после остановки самолета.

Сценарий посадки с помощью системы CAPS	Положение двери
Пустое кресло второго пилота	Открыть дверь второго пилота
Очень мало времени до удара	Держать двери закрытыми
Пожар	Открыть дверь второго пилота
Посадка на воду	Открыть дверь второго пилота
Условие не известно	Держать двери закрытыми

Посадка на воду

Способность самолета держаться на воде после посадки на воду не была проверена в испытаниях и неизвестна. Однако, поскольку существует вероятность заклинивания одной или обеих дверей и может потребоваться некоторое время, чтобы разбить окно с

помощью аварийного молотка, пилот, прежде чем занять необходимое для аварийной посадки положение тела, возможно, захочет открыть дверь для обеспечения быстрого выхода, если самолет начнет тонуть.

Пожар после удара

Если перед приземлением не возникнет пожар и пилот сможет выключить двигатель, перекрыть подачу топлива и отключить электросистемы, вероятность пожара после удара будет меньше. Если пилот предполагает, что удар о землю может вызвать пожар, то непосредственно перед занятием им требуемого для аварийной посадки положения ему следует открыть дверь для обеспечения быстрого покидания самолета.

Порывы ветра на земле

Если известно или предполагается, что в районе посадки дует порывистый ветер, то после приземления парашют может потащить самолет, особенно если местность ровная и не имеет препятствий. Чтобы обеспечить находящимся на борту возможность максимально раннего покидания самолета после его остановки, пилот может решить открыть дверь второго пилота для посадки с помощью системы CAPS. Перед приземлением находящиеся на борту самолета должны находиться в требуемом для аварийной посадки положении. Они не должны ослаблять ремни кресел до остановки самолета. После остановки самолета люди должны выйти из самолета и сразу же пойти в направлении против ветра, с тем чтобы внезапный порыв ветра не потянул самолет в их сторону.

ТЕХНИКА РУЛЕНИЯ, УПРАВЛЕНИЯ НОСОВЫМ КОЛЕСОМ И ТОРМОЖЕНИЯ

Самолет Cirrus оборудован самоориентирующимся носовым колесом и для его путевого управления при рулении используются аэродинамические силы и дифференциальное торможение. Поэтому правильная техника торможения имеет критическое значение для недопущения возможности повреждения тормозов.

Самой распространенной причиной повреждения и/или отказа тормозов является их чрезмерный нагрев из-за неправильного торможения. Пилоты, не привыкшие к свободному управлению самоориентирующимся носовым колесом, могут быть склонны «гонять» тормоза для выдерживания постоянных скоростей руления и применять чрезмерное торможение для управления носовым колесом.

Правильная техника эксплуатации

При рулении путевое управление осуществляется отклонением руля направления и прерывистым торможением (легким нажатием носком ноги), как необходимо. Для перемещения самолета вперед использовать только необходимую мощность двигателя. Торможение или управление скоростью руления с помощью тормозов, но без уменьшения мощности приведет к повышенной температуре тормозов.

Для руления на ровной гладкой твердой поверхности не превышать 1000 об/мин на максимальном продолжительном режиме. Для начала движения, для руления на дерновой, мягкой поверхности и на уклонах допускается небольшое превышение 1000 об/мин. Использовать минимальную величину мощности двигателя для выдерживания постоянной скорости руления.

«Гонять тормоза» при рулении равносильно *вождению машины с одной ногой на тормозе, а второй – на газе*. Это вызывает непрерывное накопление энергии, которая будет перемещать самолет в другом направлении.

Соблюдать следующую технику эксплуатации:

- Перед рулением убедиться, что стояночный тормоз полностью отключен.
- Руль направления эффективно выполняет управление на земле и должен быть применен.
- Использовать только такую величину мощности двигателя, которая необходима для перемещения вперед. Имейте в виду, что мощность, увеличенная с помощью рычага управления двигателем, будет поглощаться тормозами для выдерживания постоянной скорости.

- Для путевого управления пользуйтесь отклонением руля направления и минимально необходимым дифференциальным торможением.
- Не «гонять тормоза». При рулении пилотам следует осознанно снимать нагрузки с тормозов. Несоблюдение этого приводит к чрезмерному нагреву, преждевременному износу тормозов и более высокой вероятности их повреждения или пожару.
- Избегать ненужного руления с высокой скоростью. Руление с высокой скоростью может вызвать чрезмерную нагрузку на тормоза, их повышенный износ и возможность их отказа или пожара.
- Тормоза обладают большой способностью поглощать энергию, поэтому следует учитывать время их охлаждения. Для рассеивания энергии, поглощенной за несколько секунд торможения, может потребоваться до одного часа. После применения тормозов всегда оставлять достаточно времени для их охлаждения.

Техническое обслуживание тормозов

При каждой замене масла (50 ч) следует выполнять проверку узлов тормозов и накладок на общее состояние, наличие следов перегрева и истирание. Кроме того, во время ежегодного/100-часового осмотра следует производить разборку тормозов, проверку тормозных накладок и замену колец О-образного сечения. Специальные сведения по обслуживанию тормозной системы см. в *Разд. 8 – Уход, обслуживание и техническое обслуживание.*

ОПЕРАТИВНЫЙ СПРАВОЧНИК ПИЛОТА

Руководство по летной эксплуатации самолета

Зак. 3086/2 (рус.)

Перевод и издание – ОАО «Авиаиздат», 2009