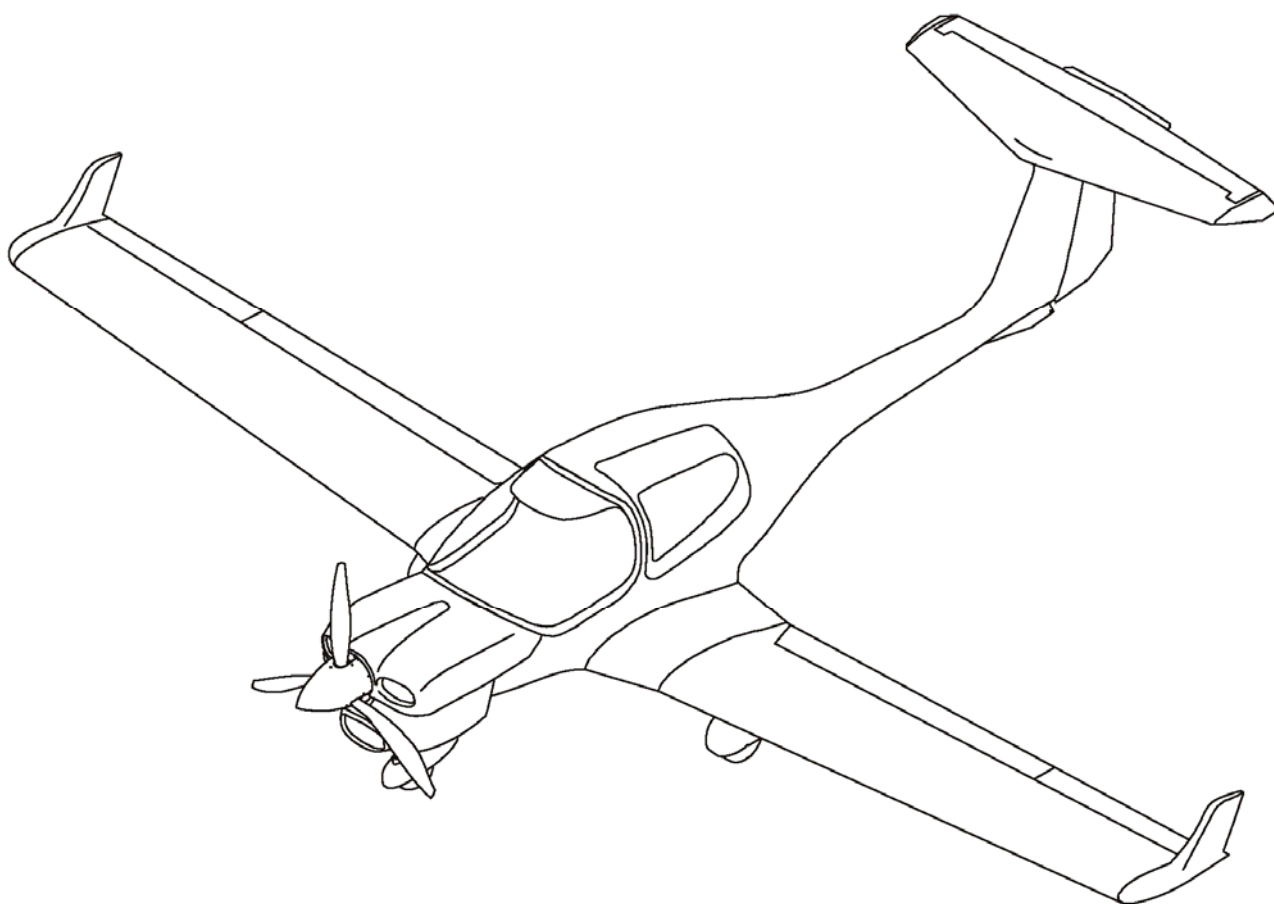


DA 40 NG

РУКОВОДСТВО ПО ТЕХНИЧЕСКОМУ ОБСЛУЖИВАНИЮ



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

Diamond Aircraft Industries GmbH
N. A. Otto-Str. 5
A-2700 Wiener Neustadt
Austria (Австрия)

Телефон: +43-2622-26700

Факс: +43-2622-26780

Эл. почта: office@diamond-air.at

СОДЕРЖАНИЕ

Раздел/ подраздел	Название
01-00	Введение
02-00	Организация руководства и пользование руководством
03-00	Общее описание самолета
04-00	Ограничения летной годности
05-00	Сроки и содержание технического обслуживания
05-10	Сроки технического обслуживания
05-20	Регламентное техническое обслуживание
05-21	Аэродромные проверки
05-25	Технологическая карта и протокол осмотра дренажных отверстий
05-28	Технологическая карта технического обслуживания DA 40 NG
05-50	Внеплановое техническое обслуживание
06-00	Размеры и площади
07-00	Установка на подъемники и вывешивание
07-10	Установка на подъемники
08-00	Взвешивание и нивелировка
08-10	Взвешивание
08-20	Нивелировка
09-00	Буксировка и руление
09-10	Буксировка
09-20	Руление
10-00	Постановка на стоянку, швартовка, хранение и подготовка к эксплуатации после хранения
10-10	Постановка на стоянку и хранение
10-20	Швартовка
10-30	Подготовка к эксплуатации после хранения
11-00	Трафареты и надписи
11-20	Наружные трафареты и надписи
11-30	Внутренние трафареты и надписи
12-00	Обслуживание
12-10	Заправка техническими жидкостями
12-20	Плановое обслуживание
12-30	Внеплановое обслуживание
20-00	Стандартные технологические процессы. Планер
21-00	Система кондиционирования воздуха, отопления и вентиляции
22-00	Система автоматического управления полетом
22-10	Автопилот

23-00	Система связи
23-10	Система голосовой радиосвязи
23-50	Система внутренней голосовой связи
23-60	Система снятия электростатического заряда
24-00	Электрические системы
24-30	Система генерирования постоянного тока
24-31	Аккумуляторные батареи
24-32	Система аварийного электропитания
24-40	Аэродромное электропитание
24-60	Система распределения электропитания постоянного тока
25-00	Бытовое и аварийно-спасательное оборудование. Общие сведения
25-10	Кабина
25-60	Аварийно-спасательное оборудование
26-00	Система противопожарной защиты
27-00	Органы управления
27-10	Органы управления. Элерон и триммеры
27-20	Органы управления. Руль направления
27-30	Органы управления. Руль высоты
27-38	Органы управления. Триммер руля высоты
27-39	Система предупреждения о сваливании
27-50	Органы управления. Закрывки
28-00	Топливная система
28-10	Система размещения топливных баков
28-20	Система распределения топлива
28-40	Система контроля количества и расхода топлива
31-00	Приборное оборудование
31-10	Главная приборная панель и панели управления
31-40	Центральные вычислители
32-00	Шасси
32-10	Основные опоры шасси
32-20	Носовая опора шасси
32-40	Колеса и тормоза
33-00	Светотехническое оборудование
33-10	Светотехническое оборудование кабины
33-40	Внешнее светотехническое оборудование

34-00	Пилотажно-навигационное оборудование
34-10	Системы и приборы измерения воздушных параметров полета
34-20	Приборы измерения пространственного положения и направления полета
34-30	Система и приборы обеспечения посадки и руления
34-40	Автономные пилотажно-навигационные системы
34-41	Система грозоотметчика
34-50	Неавтономные пилотажно-навигационные системы
51-00	Стандартные технологические процессы и конструкция планера
51-10	Обследование
51-20	Порядок ремонта
51-30	Материалы
51-40	Крепежные детали
51-60	Балансировка рулевых поверхностей
51-80	Система металлизации
52-00	Двери, люки, створки
52-10	Фонарь кабины и пассажирская дверь
52-40	Панели, люки, створки
53-00	Фюзеляж
53-10	Конструкция фюзеляжа
55-00	Хвостовое оперение
55-10	Стабилизатор
55-20	Руль высоты
55-30	Нижняя часть кия
55-40	Руль направления
56-00	Фонарь, окна
56-10	Окна кабины экипажа
57-00	Крылья
57-10	Конструкция крыла
57-50	Закрылки
57-60	Элерон
61-00	Воздушный винт
61-10	Воздушный винт
61-20	Система управления воздушным винтом
71-00	Силовая установка
71-10	Капот двигателя
71-20	Монтаж двигателя
71-50	Электрические кабели в двигательном отсеке
71-60	Воздухозаборники
71-70	Система дренажа гондолы двигателя

72-00	Двигатель
73-00	Система подачи и регулирования топлива
75-00	Система жидкостного охлаждения
76-00	Система управления двигателем
77-00	Индикация параметров двигателя
77-40	Система индикации параметров двигателя
78-00	Выхлопная система
79-00	Система охлаждения масла
80-00	Система запуска
81-00	Турбокомпрессор
92-00	Монтажные схемы

1. Регистрация изменений

Для регистрации и контроля всех изменений, вносимых в Руководство по техническому обслуживанию самолета (АММ), использовать этот лист. Страницы с изменениями вставлять в Руководство по техническому обслуживанию сразу после их получения. Замененные страницы удалить из Руководства и уничтожить. После вставки страниц с изменениями в Руководство по техническому обслуживанию сделать соответствующую запись в приведенной ниже таблице.

№ редакции	Дата выпуска	Дата вставки	Вставил	№ редакции	Дата выпуска	Дата вставки	Вставил
Первая редакция	01 апреля 2010 г.						

2. Перечень Временных редакций, включенных в настоящий документ

В Руководство по техническому обслуживанию самолета DA 40 NG включены следующие Временные редакции:

№ временной редакции	Описание временной редакции

ПЕРЕЧЕНЬ ДЕЙСТВУЮЩИХ СТРАНИЦ

1. Общие сведения

В перечне действующих страниц используются следующие сокращения:

- Сод. Содержание.
- РИ Регистрация изменений.
- ПДС Перечень действующих страниц.

Все Подразделы включают в себя Титульный лист и Содержание. Содержание может располагаться как на одной, так и на нескольких страницах.

При внесении каждого изменения в Руководство по техническому обслуживанию самолета составляется новый Перечень действующих страниц.

Раздел Подраздел	Стр.	Дата изменения	Раздел Подраздел	Стр.	Дата изменения	Раздел Подраздел	Стр.	Дата изменения
Сод.	i	01 апреля 2010 г.	ПДС	13	01 апреля 2010 г.	02-00	1	01 апреля 2010 г.
Сод.	ii	01 апреля 2010 г.	ПДС	14	01 апреля 2010 г.	02-00	2	01 апреля 2010 г.
Сод.	iii	01 апреля 2010 г.	ПДС	15	01 апреля 2010 г.	02-00	3	01 апреля 2010 г.
Сод.	iv	01 апреля 2010 г.	ПДС	16	01 апреля 2010 г.	02-00	4	01 апреля 2010 г.
РИ	v	01 апреля 2010 г.	01-00	Титул. 1	01 апреля 2010 г.	02-00	5	01 апреля 2010 г.
РИ	vi	01 апреля 2010 г.	01-00	Титул. 1	01 апреля 2010 г.	02-00	6	01 апреля 2010 г.
ПДС	1	01 апреля 2010 г.	01-00	Сод. 1	01 апреля 2010 г.	02-00	7	01 апреля 2010 г.
ПДС	2	01 апреля 2010 г.	01-00	Сод. 1	01 апреля 2010 г.	02-00	8	01 апреля 2010 г.
ПДС	3	01 апреля 2010 г.	01-00	1	01 апреля 2010 г.	03-00	Титул. 1	01 апреля 2010 г.
ПДС	4	01 апреля 2010 г.	01-00	2	01 апреля 2010 г.	03-00	Титул. 1	01 апреля 2010 г.
ПДС	5	01 апреля 2010 г.	01-00	3	01 апреля 2010 г.	03-00	Сод. 1	01 апреля 2010 г.
ПДС	6	01 апреля 2010 г.	01-00	4	01 апреля 2010 г.	03-00	Сод. 1	01 апреля 2010 г.
ПДС	7	01 апреля 2010 г.	01-00	5	01 апреля 2010 г.	03-00	1	01 апреля 2010 г.
ПДС	8	01 апреля 2010 г.	01-00	6	01 апреля 2010 г.	03-00	2	01 апреля 2010 г.
ПДС	9	01 апреля 2010 г.	02-00	Титул. 1	01 апреля 2010 г.	03-00	3	01 апреля 2010 г.
ПДС	10	01 апреля 2010 г.	02-00	Титул. 1	01 апреля 2010 г.	03-00	4	01 апреля 2010 г.
ПДС	11	01 апреля 2010 г.	02-00	Сод. 1	01 апреля 2010 г.	03-00	5	01 апреля 2010 г.
ПДС	12	01 апреля 2010 г.	02-00	Сод. 1	01 апреля 2010 г.	03-00	6	01 апреля 2010 г.

Подраздел	Стр.	Дата изменения	Подраздел	Стр.	Дата изменения	Подраздел	Стр.	Дата изменения
03-00	7	01 апреля 2010 г.	05-10	6	01 апреля 2010 г.	05-28-00	11	01 апреля 2010 г.
03-00	8	01 апреля 2010 г.	05-10	7	01 апреля 2010 г.	05-28-00	12	01 апреля 2010 г.
04-00	Титул. 1	01 апреля 2010 г.	05-10	8	01 апреля 2010 г.	05-28-50	1	01 апреля 2010 г.
04-00	Титул. 2	01 апреля 2010 г.	05-20	1	01 апреля 2010 г.	05-28-50	2	01 апреля 2010 г.
04-00	Сод. 1	01 апреля 2010 г.	05-20	2	01 апреля 2010 г.	05-28-50	3	01 апреля 2010 г.
04-00	Сод. 2	01 апреля 2010 г.	05-20	3	01 апреля 2010 г.	05-28-50	4	01 апреля 2010 г.
04-00	1	01 апреля 2010 г.	05-20	4	01 апреля 2010 г.	05-28-50	5	01 апреля 2010 г.
04-00	2	01 апреля 2010 г.	05-21	1	01 апреля 2010 г.	05-28-50	6	01 апреля 2010 г.
04-00	3	01 апреля 2010 г.	05-21	2	01 апреля 2010 г.	05-28-50	7	01 апреля 2010 г.
04-00	4	01 апреля 2010 г.	05-25	1	01 апреля 2010 г.	05-28-50	8	01 апреля 2010 г.
04-00	5	01 апреля 2010 г.	05-25	2	01 апреля 2010 г.	05-28-50	9	01 апреля 2010 г.
04-00	6	01 апреля 2010 г.	05-25	3	01 апреля 2010 г.	05-28-50	10	01 апреля 2010 г.
04-00	7	01 апреля 2010 г.	05-25	4	01 апреля 2010 г.	05-28-50	11	01 апреля 2010 г.
04-00	8	01 апреля 2010 г.	05-25	5	01 апреля 2010 г.	05-28-50	12	01 апреля 2010 г.
05-00	Титул. 1	01 апреля 2010 г.	05-25	6	01 апреля 2010 г.	05-28-50	13	01 апреля 2010 г.
05-00	Титул. 2	01 апреля 2010 г.	05-25	7	01 апреля 2010 г.	05-28-50	14	01 апреля 2010 г.
05-00	Сод. 1	01 апреля 2010 г.	05-25	8	01 апреля 2010 г.	05-28-50	15	01 апреля 2010 г.
05-00	Сод. 2	01 апреля 2010 г.	05-25	9	01 апреля 2010 г.	05-28-50	16	01 апреля 2010 г.
05-00	Сод. 3	01 апреля 2010 г.	05-25	10	01 апреля 2010 г.	05-28-50	17	01 апреля 2010 г.
05-00	Сод. 4	01 апреля 2010 г.	05-28-00	1	01 апреля 2010 г.	05-28-50	18	01 апреля 2010 г.
05-00	1	01 апреля 2010 г.	05-28-00	2	01 апреля 2010 г.	05-28-50	19	01 апреля 2010 г.
05-00	2	01 апреля 2010 г.	05-28-00	3	01 апреля 2010 г.	05-28-50	20	01 апреля 2010 г.
05-00	3	01 апреля 2010 г.	05-28-00	4	01 апреля 2010 г.	05-28-50	21	01 апреля 2010 г.
05-00	4	01 апреля 2010 г.	05-28-00	5	01 апреля 2010 г.	05-28-50	22	01 апреля 2010 г.
05-10	1	01 апреля 2010 г.	05-28-00	6	01 апреля 2010 г.	05-28-50	23	01 апреля 2010 г.
05-10	2	01 апреля 2010 г.	05-28-00	7	01 апреля 2010 г.	05-28-50	24	01 апреля 2010 г.
05-10	3	01 апреля 2010 г.	05-28-00	8	01 апреля 2010 г.	05-28-50	25	01 апреля 2010 г.
05-10	4	01 апреля 2010 г.	05-28-00	9	01 апреля 2010 г.	05-28-50	26	01 апреля 2010 г.
05-10	5	01 апреля 2010 г.	05-28-00	10	01 апреля 2010 г.	05-28-50	27	01 апреля 2010 г.

Подраздел	Стр.	Дата изменения	Подраздел	Стр.	Дата изменения	Подраздел	Стр.	Дата изменения
05-28-50	28	01 апреля 2010 г.	06-00	Титул. 2	01 апреля 2010 г.	08-10	4	01 апреля 2010 г.
05-28-90	1	01 апреля 2010 г.	06-00	Сод. 1	01 апреля 2010 г.	08-10	5	01 апреля 2010 г.
05-28-90	2	01 апреля 2010 г.	06-00	Сод. 2	01 апреля 2010 г.	08-10	6	01 апреля 2010 г.
05-28-91	1	01 апреля 2010 г.	06-00	1	01 апреля 2010 г.	08-10	7	01 апреля 2010 г.
05-28-91	2	01 апреля 2010 г.	06-00	2	01 апреля 2010 г.	08-10	8	01 апреля 2010 г.
05-28-92	1	01 апреля 2010 г.	06-00	3	01 апреля 2010 г.	08-10	9	01 апреля 2010 г.
05-28-92	2	01 апреля 2010 г.	06-00	4	01 апреля 2010 г.	08-10	10	01 апреля 2010 г.
05-28-92	3	01 апреля 2010 г.	06-00	5	01 апреля 2010 г.	08-10	11	01 апреля 2010 г.
05-28-92	4	01 апреля 2010 г.	06-00	6	01 апреля 2010 г.	08-10	12	01 апреля 2010 г.
05-28-93	1	01 апреля 2010 г.	07-00	Титул. 1	01 апреля 2010 г.	08-10	13	01 апреля 2010 г.
05-28-93	2	01 апреля 2010 г.	07-00	Титул. 2	01 апреля 2010 г.	08-10	14	01 апреля 2010 г.
05-28-93	3	01 апреля 2010 г.	07-00	Сод. 1	01 апреля 2010 г.	08-20	1	01 апреля 2010 г.
05-28-93	4	01 апреля 2010 г.	07-00	Сод. 2	01 апреля 2010 г.	08-20	2	01 апреля 2010 г.
05-50	1	01 апреля 2010 г.	07-00	1	01 апреля 2010 г.	08-20	3	01 апреля 2010 г.
05-50	2	01 апреля 2010 г.	07-00	2	01 апреля 2010 г.	08-20	4	01 апреля 2010 г.
05-50	3	01 апреля 2010 г.	07-10	1	01 апреля 2010 г.	09-00	Титул. 1	01 апреля 2010 г.
05-50	4	01 апреля 2010 г.	07-10	2	01 апреля 2010 г.	09-00	Титул. 2	01 апреля 2010 г.
05-50	5	01 апреля 2010 г.	07-10	3	01 апреля 2010 г.	09-00	Сод. 1	01 апреля 2010 г.
05-50	6	01 апреля 2010 г.	07-10	4	01 апреля 2010 г.	09-00	Сод. 2	01 апреля 2010 г.
05-50	7	01 апреля 2010 г.	08-00	Титул. 1	01 апреля 2010 г.	09-00	1	01 апреля 2010 г.
05-50	8	01 апреля 2010 г.	08-00	Титул. 2	01 апреля 2010 г.	09-00	2	01 апреля 2010 г.
05-50	9	01 апреля 2010 г.	08-00	Сод. 1	01 апреля 2010 г.	09-10	1	01 апреля 2010 г.
05-50	10	01 апреля 2010 г.	08-00	Сод. 2	01 апреля 2010 г.	09-10	2	01 апреля 2010 г.
05-50	11	01 апреля 2010 г.	08-00	1	01 апреля 2010 г.	09-20	1	01 апреля 2010 г.
05-50	12	01 апреля 2010 г.	08-00	2	01 апреля 2010 г.	09-20	2	01 апреля 2010 г.
05-50	13	01 апреля 2010 г.	08-10	1	01 апреля 2010 г.	09-20	3	01 апреля 2010 г.
05-50	14	01 апреля 2010 г.	08-10	2	01 апреля 2010 г.	09-20	4	01 апреля 2010 г.
06-00	Титул. 1	01 апреля 2010 г.	08-10	3	01 апреля 2010 г.	10-00	Титул. 1	01 апреля 2010 г.

Подраздел	Стр.	Дата изменения	Подраздел	Стр.	Дата изменения	Подраздел	Стр.	Дата изменения
10-00	Титул. 2	01 апреля 2010 г.	12-00	Титул. 1	01 апреля 2010 г.	12-20	4	01 апреля 2010 г.
10-00	Сод. 1	01 апреля 2010 г.	12-00	Титул. 2	01 апреля 2010 г.	12-20	5	01 апреля 2010 г.
10-00	Сод. 2	01 апреля 2010 г.	12-00	Сод. 1	01 апреля 2010 г.	12-20	6	01 апреля 2010 г.
10-00	1	01 апреля 2010 г.	12-00	Сод. 2	01 апреля 2010 г.	12-30	1	01 апреля 2010 г.
10-00	2	01 апреля 2010 г.	12-00	1	01 апреля 2010 г.	12-30	2	01 апреля 2010 г.
10-10	1	01 апреля 2010 г.	12-00	2	01 апреля 2010 г.	12-30	3	01 апреля 2010 г.
10-10	2	01 апреля 2010 г.	12-10	1	01 апреля 2010 г.	12-30	4	01 апреля 2010 г.
10-10	3	01 апреля 2010 г.	12-10	2	01 апреля 2010 г.	20-00	Титул. 1	01 апреля 2010 г.
10-10	4	01 апреля 2010 г.	12-10	3	01 апреля 2010 г.	20-00	Титул. 2	01 апреля 2010 г.
10-10	5	01 апреля 2010 г.	12-10	4	01 апреля 2010 г.	20-00	Сод. 1	01 апреля 2010 г.
10-10	6	01 апреля 2010 г.	12-10	5	01 апреля 2010 г.	20-00	Сод. 2	01 апреля 2010 г.
10-20	1	01 апреля 2010 г.	12-10	6	01 апреля 2010 г.	20-00	1	01 апреля 2010 г.
10-20	2	01 апреля 2010 г.	12-10	7	01 апреля 2010 г.	20-00	2	01 апреля 2010 г.
10-30	1	01 апреля 2010 г.	12-10	8	01 апреля 2010 г.	20-00	3	01 апреля 2010 г.
10-30	2	01 апреля 2010 г.	12-10	9	01 апреля 2010 г.	20-00	4	01 апреля 2010 г.
11-00	Титул. 1	01 апреля 2010 г.	12-10	10	01 апреля 2010 г.	21-00	Титул. 1	01 апреля 2010 г.
11-00	Титул. 2	01 апреля 2010 г.	12-10	11	01 апреля 2010 г.	21-00	Титул. 2	01 апреля 2010 г.
11-00	Сод. 1	01 апреля 2010 г.	12-10	12	01 апреля 2010 г.	21-00	Сод. 1	01 апреля 2010 г.
11-00	Сод. 2	01 апреля 2010 г.	12-10	13	01 апреля 2010 г.	21-00	Сод. 2	01 апреля 2010 г.
11-00	1	01 апреля 2010 г.	12-10	14	01 апреля 2010 г.	21-00	1	01 апреля 2010 г.
11-00	2	01 апреля 2010 г.	12-10	15	01 апреля 2010 г.	21-00	2	01 апреля 2010 г.
11-20	1	01 апреля 2010 г.	12-10	16	01 апреля 2010 г.	21-00	3	01 апреля 2010 г.
11-20	2	01 апреля 2010 г.	12-10	17	01 апреля 2010 г.	21-00	4	01 апреля 2010 г.
11-30	1	01 апреля 2010 г.	12-10	18	01 апреля 2010 г.	21-00	101	01 апреля 2010 г.
11-30	2	01 апреля 2010 г.	12-10	19	01 апреля 2010 г.	21-00	102	01 апреля 2010 г.
11-30	3	01 апреля 2010 г.	12-10	20	01 апреля 2010 г.	21-00	201	01 апреля 2010 г.
11-30	4	01 апреля 2010 г.	12-20	1	01 апреля 2010 г.	21-00	202	01 апреля 2010 г.
11-30	5	01 апреля 2010 г.	12-20	2	01 апреля 2010 г.	21-00	203	01 апреля 2010 г.
11-30	6	01 апреля 2010 г.	12-20	3	01 апреля 2010 г.	21-00	204	01 апреля 2010 г.

Подраздел	Стр.	Дата изменения	Подраздел	Стр.	Дата изменения	Подраздел	Стр.	Дата изменения
21-00	205	01 апреля 2010 г.	22-10	213	01 апреля 2010 г.	23-50	201	01 апреля 2010 г.
21-00	206	01 апреля 2010 г.	22-10	214	01 апреля 2010 г.	23-50	202	01 апреля 2010 г.
21-00	207	01 апреля 2010 г.	23-00	Титул. 1	01 апреля 2010 г.	23-60	1	01 апреля 2010 г.
21-00	208	01 апреля 2010 г.	23-00	Титул. 2	01 апреля 2010 г.	23-60	2	01 апреля 2010 г.
21-00	209	01 апреля 2010 г.	23-00	Сод. 1	01 апреля 2010 г.	24-00	Титул. 1	01 апреля 2010 г.
21-00	210	01 апреля 2010 г.	23-00	Сод. 2	01 апреля 2010 г.	24-00	Титул. 2	01 апреля 2010 г.
22-00	Титул. 1	01 апреля 2010 г.	23-00	1	01 апреля 2010 г.	24-00	Сод. 1	01 апреля 2010 г.
22-00	Титул. 2	01 апреля 2010 г.	23-00	2	01 апреля 2010 г.	24-00	Сод. 2	01 апреля 2010 г.
22-00	Сод. 1	01 апреля 2010 г.	23-10	1	01 апреля 2010 г.	24-00	Сод. 3	01 апреля 2010 г.
22-00	Сод. 2	01 апреля 2010 г.	23-10	2	01 апреля 2010 г.	24-00	Сод. 4	01 апреля 2010 г.
22-00	1	01 апреля 2010 г.	23-10	3	01 апреля 2010 г.	24-00	1	01 апреля 2010 г.
22-00	2	01 апреля 2010 г.	23-10	4	01 апреля 2010 г.	24-00	2	01 апреля 2010 г.
22-10	1	01 апреля 2010 г.	23-10	101	01 апреля 2010 г.	24-00	3	01 апреля 2010 г.
22-10	2	01 апреля 2010 г.	23-10	102	01 апреля 2010 г.	24-00	4	01 апреля 2010 г.
22-10	3	01 апреля 2010 г.	23-10	201	01 апреля 2010 г.	24-00	5	01 апреля 2010 г.
22-10	4	01 апреля 2010 г.	23-10	202	01 апреля 2010 г.	24-00	6	01 апреля 2010 г.
22-10	201	01 апреля 2010 г.	23-10	203	01 апреля 2010 г.	24-00	7	01 апреля 2010 г.
22-10	202	01 апреля 2010 г.	23-10	204	01 апреля 2010 г.	24-00	8	01 апреля 2010 г.
22-10	203	01 апреля 2010 г.	23-10	205	01 апреля 2010 г.	24-30	1	01 апреля 2010 г.
22-10	204	01 апреля 2010 г.	23-10	206	01 апреля 2010 г.	24-30	2	01 апреля 2010 г.
22-10	205	01 апреля 2010 г.	23-50	1	01 апреля 2010 г.	24-30	3	01 апреля 2010 г.
22-10	206	01 апреля 2010 г.	23-50	2	01 апреля 2010 г.	24-30	4	01 апреля 2010 г.
22-10	207	01 апреля 2010 г.	23-50	3	01 апреля 2010 г.	24-30	101	01 апреля 2010 г.
22-10	208	01 апреля 2010 г.	23-50	4	01 апреля 2010 г.	24-30	102	01 апреля 2010 г.
22-10	209	01 апреля 2010 г.	23-50	5	01 апреля 2010 г.	24-30	201	01 апреля 2010 г.
22-10	210	01 апреля 2010 г.	23-50	6	01 апреля 2010 г.	24-30	202	01 апреля 2010 г.
22-10	211	01 апреля 2010 г.	23-50	101	01 апреля 2010 г.	24-31	1	01 апреля 2010 г.
22-10	212	01 апреля 2010 г.	23-50	102	01 апреля 2010 г.	24-31	2	01 апреля 2010 г.

Подраздел	Стр.	Дата изменения	Подраздел	Стр.	Дата изменения	Подраздел	Стр.	Дата изменения
24-31	3	01 апреля 2010 г.	24-40	204	01 апреля 2010 г.	25-10	201	01 апреля 2010 г.
24-31	4	01 апреля 2010 г.	24-60	1	01 апреля 2010 г.	25-10	202	01 апреля 2010 г.
24-31	101	01 апреля 2010 г.	24-60	2	01 апреля 2010 г.	25-10	203	01 апреля 2010 г.
24-31	102	01 апреля 2010 г.	24-60	3	01 апреля 2010 г.	25-10	204	01 апреля 2010 г.
24-31	201	01 апреля 2010 г.	24-60	4	01 апреля 2010 г.	25-10	205	01 апреля 2010 г.
24-31	202	01 апреля 2010 г.	24-60	101	01 апреля 2010 г.	25-10	206	01 апреля 2010 г.
24-31	203	01 апреля 2010 г.	24-60	102	01 апреля 2010 г.	25-10	207	01 апреля 2010 г.
24-31	204	01 апреля 2010 г.	24-60	201	01 апреля 2010 г.	25-10	208	01 апреля 2010 г.
24-31	205	01 апреля 2010 г.	24-60	202	01 апреля 2010 г.	25-10	209	01 апреля 2010 г.
24-31	206	01 апреля 2010 г.	24-60	203	01 апреля 2010 г.	25-10	210	01 апреля 2010 г.
24-31	207	01 апреля 2010 г.	24-60	204	01 апреля 2010 г.	25-10	211	01 апреля 2010 г.
24-31	208	01 апреля 2010 г.	24-60	205	01 апреля 2010 г.	25-10	212	01 апреля 2010 г.
24-32	1	01 апреля 2010 г.	24-60	206	01 апреля 2010 г.	25-60	1	01 апреля 2010 г.
24-32	2	01 апреля 2010 г.	24-60	207	01 апреля 2010 г.	25-60	2	01 апреля 2010 г.
24-32	101	01 апреля 2010 г.	24-60	208	01 апреля 2010 г.	25-60	3	01 апреля 2010 г.
24-32	102	01 апреля 2010 г.	25-00	Титул. 1	01 апреля 2010 г.	25-60	4	01 апреля 2010 г.
24-32	201	01 апреля 2010 г.	25-00	Титул. 2	01 апреля 2010 г.	25-60	101	01 апреля 2010 г.
24-32	202	01 апреля 2010 г.	25-00	Сод. 1	01 апреля 2010 г.	25-60	102	01 апреля 2010 г.
24-32	203	01 апреля 2010 г.	25-00	Сод. 2	01 апреля 2010 г.	25-60	201	01 апреля 2010 г.
24-32	204	01 апреля 2010 г.	25-00	1	01 апреля 2010 г.	25-60	202	01 апреля 2010 г.
24-40	1	01 апреля 2010 г.	25-00	2	01 апреля 2010 г.	25-60	203	01 апреля 2010 г.
24-40	2	01 апреля 2010 г.	25-10	1	01 апреля 2010 г.	25-60	204	01 апреля 2010 г.
24-40	3	01 апреля 2010 г.	25-10	2	01 апреля 2010 г.	25-60	205	01 апреля 2010 г.
24-40	4	01 апреля 2010 г.	25-10	3	01 апреля 2010 г.	25-60	206	01 апреля 2010 г.
24-40	101	01 апреля 2010 г.	25-10	4	01 апреля 2010 г.	25-60	207	01 апреля 2010 г.
24-40	102	01 апреля 2010 г.	25-10	5	01 апреля 2010 г.	25-60	208	01 апреля 2010 г.
24-40	201	01 апреля 2010 г.	25-10	6	01 апреля 2010 г.	25-60	209	01 апреля 2010 г.
24-40	202	01 апреля 2010 г.	25-10	7	01 апреля 2010 г.	25-60	210	01 апреля 2010 г.
24-40	203	01 апреля 2010 г.	25-10	8	01 апреля 2010 г.	26-00	Титул. 1	01 апреля 2010 г.

Подраздел	Стр.	Дата изменения	Подраздел	Стр.	Дата изменения	Подраздел	Стр.	Дата изменения
26-00	Титул. 2	01 апреля 2010 г.	27-10	204	01 апреля 2010 г.	27-30	4	01 апреля 2010 г.
26-00	Сод. 1	01 апреля 2010 г.	27-10	205	01 апреля 2010 г.	27-30	101	01 апреля 2010 г.
26-00	Сод. 2	01 апреля 2010 г.	27-10	206	01 апреля 2010 г.	27-30	102	01 апреля 2010 г.
26-00	1	01 апреля 2010 г.	27-10	207	01 апреля 2010 г.	27-30	201	01 апреля 2010 г.
26-00	2	01 апреля 2010 г.	27-10	208	01 апреля 2010 г.	27-30	202	01 апреля 2010 г.
27-00	Титул. 1	01 апреля 2010 г.	27-20	1	01 апреля 2010 г.	27-30	203	01 апреля 2010 г.
27-00	Титул. 2	01 апреля 2010 г.	27-20	2	01 апреля 2010 г.	27-30	204	01 апреля 2010 г.
27-00	Сод. 1	01 апреля 2010 г.	27-20	3	01 апреля 2010 г.	27-30	205	01 апреля 2010 г.
27-00	Сод. 2	01 апреля 2010 г.	27-20	4	01 апреля 2010 г.	27-30	206	01 апреля 2010 г.
27-00	Сод. 3	01 апреля 2010 г.	27-20	5	01 апреля 2010 г.	27-38	1	01 апреля 2010 г.
27-00	Сод. 4	01 апреля 2010 г.	27-20	6	01 апреля 2010 г.	27-38	2	01 апреля 2010 г.
27-00	1	01 апреля 2010 г.	27-20	101	01 апреля 2010 г.	27-38	3	01 апреля 2010 г.
27-00	2	01 апреля 2010 г.	27-20	102	01 апреля 2010 г.	27-38	4	01 апреля 2010 г.
27-00	3	01 апреля 2010 г.	27-20	201	01 апреля 2010 г.	27-38	5	01 апреля 2010 г.
27-00	4	01 апреля 2010 г.	27-20	202	01 апреля 2010 г.	27-38	6	01 апреля 2010 г.
27-00	201	01 апреля 2010 г.	27-20	203	01 апреля 2010 г.	27-38	101	01 апреля 2010 г.
27-00	202	01 апреля 2010 г.	27-20	204	01 апреля 2010 г.	27-38	102	01 апреля 2010 г.
27-10	1	01 апреля 2010 г.	27-20	205	01 апреля 2010 г.	27-38	201	01 апреля 2010 г.
27-10	2	01 апреля 2010 г.	27-20	206	01 апреля 2010 г.	27-38	202	01 апреля 2010 г.
27-10	3	01 апреля 2010 г.	27-20	207	01 апреля 2010 г.	27-38	203	01 апреля 2010 г.
27-10	4	01 апреля 2010 г.	27-20	208	01 апреля 2010 г.	27-38	204	01 апреля 2010 г.
27-10	5	01 апреля 2010 г.	27-20	209	01 апреля 2010 г.	27-38	205	01 апреля 2010 г.
27-10	6	01 апреля 2010 г.	27-20	210	01 апреля 2010 г.	27-38	206	01 апреля 2010 г.
27-10	101	01 апреля 2010 г.	27-20	211	01 апреля 2010 г.	27-39	1	01 апреля 2010 г.
27-10	102	01 апреля 2010 г.	27-20	212	01 апреля 2010 г.	27-39	2	01 апреля 2010 г.
27-10	201	01 апреля 2010 г.	27-30	1	01 апреля 2010 г.	27-39	101	01 апреля 2010 г.
27-10	202	01 апреля 2010 г.	27-30	2	01 апреля 2010 г.	27-39	102	01 апреля 2010 г.
27-10	203	01 апреля 2010 г.	27-30	3	01 апреля 2010 г.	27-39	201	01 апреля 2010 г.

Подраздел	Стр.	Дата изменения	Подраздел	Стр.	Дата изменения	Подраздел	Стр.	Дата изменения
27-39	202	01 апреля 2010 г.	28-00	1	01 апреля 2010 г.	28-10	212	01 апреля 2010 г.
27-39	203	01 апреля 2010 г.	28-00	2	01 апреля 2010 г.	28-10	213	01 апреля 2010 г.
27-39	204	01 апреля 2010 г.	28-00	3	01 апреля 2010 г.	28-10	214	01 апреля 2010 г.
27-50	1	01 апреля 2010 г.	28-00	4	01 апреля 2010 г.	28-10	215	01 апреля 2010 г.
27-50	2	01 апреля 2010 г.	28-00	5	01 апреля 2010 г.	28-10	216	01 апреля 2010 г.
27-50	3	01 апреля 2010 г.	28-00	6	01 апреля 2010 г.	28-10	217	01 апреля 2010 г.
27-50	4	01 апреля 2010 г.	28-00	7	01 апреля 2010 г.	28-10	218	01 апреля 2010 г.
27-50	5	01 апреля 2010 г.	28-00	8	01 апреля 2010 г.	28-20	1	01 апреля 2010 г.
27-50	6 1	01 апреля 2010 г.	28-10	1	01 апреля 2010 г.	28-20	2	01 апреля 2010 г.
27-50	7	01 апреля 2010 г.	28-10	2	01 апреля 2010 г.	28-20	3	01 апреля 2010 г.
27-50	8	01 апреля 2010 г.	28-10	3	01 апреля 2010 г.	28-20	4	01 апреля 2010 г.
27-50	101	01 апреля 2010 г.	28-10	4	01 апреля 2010 г.	28-20	101	01 апреля 2010 г.
27-50	102 1	01 апреля 2010 г.	28-10	5	01 апреля 2010 г.	28-20	102	01 апреля 2010 г.
27-50	103	01 апреля 2010 г.	28-10	6	01 апреля 2010 г.	28-20	201	01 апреля 2010 г.
27-50	104	01 апреля 2010 г.	28-10	7	01 апреля 2010 г.	28-20	202	01 апреля 2010 г.
27-50	201	01 апреля 2010 г.	28-10	8	01 апреля 2010 г.	28-20	203	01 апреля 2010 г.
27-50	202	01 апреля 2010 г.	28-10	101	01 апреля 2010 г.	28-20	204	01 апреля 2010 г.
27-50	203	01 апреля 2010 г.	28-10	102	01 апреля 2010 г.	28-20	205	01 апреля 2010 г.
27-50	204	01 апреля 2010 г.	28-10	201	01 апреля 2010 г.	28-20	206	01 апреля 2010 г.
27-50	205	01 апреля 2010 г.	28-10	202	01 апреля 2010 г.	28-20	207	01 апреля 2010 г.
27-50	206	01 апреля 2010 г.	28-10	203	01 апреля 2010 г.	28-20	208	01 апреля 2010 г.
27-50	207	01 апреля 2010 г.	28-10	204	01 апреля 2010 г.	28-20	209	01 апреля 2010 г.
27-50	208	01 апреля 2010 г.	28-10	205	01 апреля 2010 г.	28-20	210	01 апреля 2010 г.
27-50	209	01 апреля 2010 г.	28-10	206	01 апреля 2010 г.	28-20	211	01 апреля 2010 г.
27-50	210	01 апреля 2010 г.	28-10	207	01 апреля 2010 г.	28-20	212	01 апреля 2010 г.
28-00	Титул. 1	01 апреля 2010 г.	28-10	208	01 апреля 2010 г.	28-20	213	01 апреля 2010 г.
28-00	Титул. 2	01 апреля 2010 г.	28-10	209	01 апреля 2010 г.	28-20	214	01 апреля 2010 г.
28-00	Сод. 1	01 апреля 2010 г.	28-10	210	01 апреля 2010 г.	28-40	1	01 апреля 2010 г.
28-00	Сод. 2	01 апреля 2010 г.	28-10	211	01 апреля 2010 г.	28-40	2	01 апреля 2010 г.

Подраздел	Стр.	Дата изменения	Подраздел	Стр.	Дата изменения	Подраздел	Стр.	Дата изменения
28-40	3	01 апреля 2010 г.	31-40	1	01 апреля 2010 г.	31-40	215	01 апреля 2010 г.
28-40	4	01 апреля 2010 г.	31-40	2	01 апреля 2010 г.	31-40	216	01 апреля 2010 г.
28-40	101	01 апреля 2010 г.	31-40	3	01 апреля 2010 г.	31-40	217	01 апреля 2010 г.
28-40	102	01 апреля 2010 г.	31-40	4	01 апреля 2010 г.	31-40	218	01 апреля 2010 г.
28-40	201	01 апреля 2010 г.	31-40	5	01 апреля 2010 г.	31-40	219	01 апреля 2010 г.
28-40	202	01 апреля 2010 г.	31-40	6	01 апреля 2010 г.	31-40	220	01 апреля 2010 г.
28-40	203	01 апреля 2010 г.	31-40	7	01 апреля 2010 г.	31-40	221	01 апреля 2010 г.
28-40	204	01 апреля 2010 г.	31-40	8	01 апреля 2010 г.	31-40	222	01 апреля 2010 г.
28-40	205	01 апреля 2010 г.	31-40	9	01 апреля 2010 г.	32-00	Титул. 1	01 апреля 2010 г.
28-40	206	01 апреля 2010 г.	31-40	10	01 апреля 2010 г.	32-00	Титул. 2	01 апреля 2010 г.
31-00	Титул. 1	01 апреля 2010 г.	31-40	11	01 апреля 2010 г.	32-00	Сод. 1	01 апреля 2010 г.
31-00	Титул. 2	01 апреля 2010 г.	31-40	12 1	01 апреля 2010 г.	32-00	Сод. 2	01 апреля 2010 г.
31-00	Сод. 1	01 апреля 2010 г.	31-40	101	01 апреля 2010 г.	32-00	1	01 апреля 2010 г.
31-00	Сод. 2	01 апреля 2010 г.	31-40	102	01 апреля 2010 г.	32-00	2	01 апреля 2010 г.
31-00	1	01 апреля 2010 г.	31-40	201	01 апреля 2010 г.	32-10	1	01 апреля 2010 г.
31-00	2	01 апреля 2010 г.	31-40	202	01 апреля 2010 г.	32-10	2	01 апреля 2010 г.
31-10	1	01 апреля 2010 г.	31-40	203	01 апреля 2010 г.	32-10	101	01 апреля 2010 г.
31-10	2	01 апреля 2010 г.	31-40	204	01 апреля 2010 г.	32-10	102	01 апреля 2010 г.
31-10	3	01 апреля 2010 г.	31-40	205	01 апреля 2010 г.	32-10	201	01 апреля 2010 г.
31-10	4	01 апреля 2010 г.	31-40	206	01 апреля 2010 г.	32-10	202	01 апреля 2010 г.
31-10	5	01 апреля 2010 г.	31-40	207	01 апреля 2010 г.	32-10	203	01 апреля 2010 г.
31-10	6	01 апреля 2010 г.	31-40	208	01 апреля 2010 г.	32-10	204	01 апреля 2010 г.
31-10	101	01 апреля 2010 г.	31-40	209	01 апреля 2010 г.	32-10	205	01 апреля 2010 г.
31-10	102	01 апреля 2010 г.	31-40	210	01 апреля 2010 г.	32-10	206	01 апреля 2010 г.
31-10	201	01 апреля 2010 г.	31-40	211	01 апреля 2010 г.	32-10	207	01 апреля 2010 г.
31-10	202	01 апреля 2010 г.	31-40	212	01 апреля 2010 г.	32-10	208	01 апреля 2010 г.
31-10	203	01 апреля 2010 г.	31-40	213	01 апреля 2010 г.	32-20	1	01 апреля 2010 г.
31-10	204	01 апреля 2010 г.	31-40	214	01 апреля 2010 г.	32-20	2	01 апреля 2010 г.

Подраздел	Стр.	Дата изменения	Подраздел	Стр.	Дата изменения	Подраздел	Стр.	Дата изменения
32-20	101	01 апреля 2010 г.	32-40	210	01 апреля 2010 г.	33-40	201	01 апреля 2010 г.
32-20	102	01 апреля 2010 г.	32-40	211	01 апреля 2010 г.	33-40	202	01 апреля 2010 г.
32-20	201	01 апреля 2010 г.	32-40	212	01 апреля 2010 г.	33-40	203	01 апреля 2010 г.
32-20	202	01 апреля 2010 г.	32-40	213	01 апреля 2010 г.	33-40	204	01 апреля 2010 г.
32-20	203	01 апреля 2010 г.	32-40	214	01 апреля 2010 г.	33-40	205	01 апреля 2010 г.
32-20	204	01 апреля 2010 г.	33-00	Титул. 1	01 апреля 2010 г.	33-40	206	01 апреля 2010 г.
32-20	205	01 апреля 2010 г.	33-00	Титул. 2	01 апреля 2010 г.	33-40	207	01 апреля 2010 г.
32-20	206	01 апреля 2010 г.	33-00	Сод. 1	01 апреля 2010 г.	33-40	208	01 апреля 2010 г.
32-20	207	01 апреля 2010 г.	33-00	Сод. 2	01 апреля 2010 г.	33-40	209	01 апреля 2010 г.
32-20	208	01 апреля 2010 г.	33-00	1	01 апреля 2010 г.	33-40	210	01 апреля 2010 г.
32-40	1	01 апреля 2010 г.	33-00	2	01 апреля 2010 г.	34-00	Титул. 1	01 апреля 2010 г.
32-40	2	01 апреля 2010 г.	33-00	3	01 апреля 2010 г.	34-00	Титул. 2	01 апреля 2010 г.
32-40	3	01 апреля 2010 г.	33-00	4	01 апреля 2010 г.	34-00	Сод. 1	01 апреля 2010 г.
32-40	4	01 апреля 2010 г.	33-10	1	01 апреля 2010 г.	34-00	Сод. 2	01 апреля 2010 г.
32-40	5	01 апреля 2010 г.	33-10	2	01 апреля 2010 г.	34-00	Сод. 3	01 апреля 2010 г.
32-40	6	01 апреля 2010 г.	33-10	3	01 апреля 2010 г.	34-00	Сод. 4	01 апреля 2010 г.
32-40	7	01 апреля 2010 г.	33-10	4	01 апреля 2010 г.	34-00	1	01 апреля 2010 г.
32-40	8	01 апреля 2010 г.	33-10	101	01 апреля 2010 г.	34-00	2	01 апреля 2010 г.
32-40	101	01 апреля 2010 г.	33-10	102	01 апреля 2010 г.	34-00	3	01 апреля 2010 г.
32-40	102	01 апреля 2010 г.	33-10	201	01 апреля 2010 г.	34-00	4	01 апреля 2010 г.
32-40	201	01 апреля 2010 г.	33-10	202	01 апреля 2010 г.	34-10	1	01 апреля 2010 г.
32-40	202	01 апреля 2010 г.	33-10	203	01 апреля 2010 г.	34-10	2	01 апреля 2010 г.
32-40	203	01 апреля 2010 г.	33-10	204	01 апреля 2010 г.	34-10	3	01 апреля 2010 г.
32-40	204	01 апреля 2010 г.	33-40	1	01 апреля 2010 г.	34-10	4	01 апреля 2010 г.
32-40	205	01 апреля 2010 г.	33-40	2	01 апреля 2010 г.	34-10	101	01 апреля 2010 г.
32-40	206	01 апреля 2010 г.	33-40	3	01 апреля 2010 г.	34-10	102	01 апреля 2010 г.
32-40	207	01 апреля 2010 г.	33-40	4	01 апреля 2010 г.	34-10	201	01 апреля 2010 г.
32-40	208	01 апреля 2010 г.	33-40	101	01 апреля 2010 г.	34-10	202	01 апреля 2010 г.
32-40	209	01 апреля 2010 г.	33-40	102	01 апреля 2010 г.	34-10	203	01 апреля 2010 г.

Подраздел	Стр.	Дата изменения	Подраздел	Стр.	Дата изменения	Подраздел	Стр.	Дата изменения
34-10	204	01 апреля 2010 г.	34-50	2	01 апреля 2010 г.	51-20	4	01 апреля 2010 г.
34-10	205	01 апреля 2010 г.	34-50	101	01 апреля 2010 г.	51-20	201	01 апреля 2010 г.
34-10	206	01 апреля 2010 г.	34-50	102	01 апреля 2010 г.	51-20	202	01 апреля 2010 г.
34-10	207	01 апреля 2010 г.	34-50	201	01 апреля 2010 г.	51-20	203	01 апреля 2010 г.
34-10	208	01 апреля 2010 г.	34-50	202	01 апреля 2010 г.	51-20	204	01 апреля 2010 г.
34-10	209	01 апреля 2010 г.	34-50	203	01 апреля 2010 г.	51-20	205	01 апреля 2010 г.
34-10	210	01 апреля 2010 г.	34-50	204	01 апреля 2010 г.	51-20	206	01 апреля 2010 г.
34-20	1	01 апреля 2010 г.	34-50	205	01 апреля 2010 г.	51-20	207	01 апреля 2010 г.
34-20	2	01 апреля 2010 г.	34-50	206	01 апреля 2010 г.	51-20	208	01 апреля 2010 г.
34-20	101	01 апреля 2010 г.	34-50	207	01 апреля 2010 г.	51-20	209	01 апреля 2010 г.
34-20	102	01 апреля 2010 г.	34-50	208	01 апреля 2010 г.	51-20	210	01 апреля 2010 г.
34-20	201	01 апреля 2010 г.	51-00	Титул. 1	01 апреля 2010 г.	51-20	211	01 апреля 2010 г.
34-20	202	01 апреля 2010 г.	51-00	Титул. 2	01 апреля 2010 г.	51-20	212	01 апреля 2010 г.
34-20	203	01 апреля 2010 г.	51-00	Сод. 1	01 апреля 2010 г.	51-20	213	01 апреля 2010 г.
34-20	204	01 апреля 2010 г.	51-00	Сод. 2	01 апреля 2010 г.	51-20	214	01 апреля 2010 г.
34-20	205	01 апреля 2010 г.	51-00	Сод. 3	01 апреля 2010 г.	51-20	215	01 апреля 2010 г.
34-20	206	01 апреля 2010 г.	51-00	Сод. 4	01 апреля 2010 г.	51-20	216	01 апреля 2010 г.
34-30	1	01 апреля 2010 г.	51-00	1	01 апреля 2010 г.	51-20	217	01 апреля 2010 г.
34-30	2	01 апреля 2010 г.	51-00	2	01 апреля 2010 г.	51-20	218	01 апреля 2010 г.
34-40	1	01 апреля 2010 г.	51-00	3	01 апреля 2010 г.	51-20	219	01 апреля 2010 г.
34-40	2	01 апреля 2010 г.	51-00	4	01 апреля 2010 г.	51-20	220	01 апреля 2010 г.
34-41	1	01 апреля 2010 г.	51-10	1	01 апреля 2010 г.	51-20	221	01 апреля 2010 г.
34-41	2	01 апреля 2010 г.	51-10	2	01 апреля 2010 г.	51-20	222	01 апреля 2010 г.
34-41	101	01 апреля 2010 г.	51-10	3	01 апреля 2010 г.	51-30	1	01 апреля 2010 г.
34-41	102	01 апреля 2010 г.	51-10	4	01 апреля 2010 г.	51-30	2	01 апреля 2010 г.
34-41	201	01 апреля 2010 г.	51-20	1	01 апреля 2010 г.	51-30	3	01 апреля 2010 г.
34-41	202	01 апреля 2010 г.	51-20	2	01 апреля 2010 г.	51-30	4	01 апреля 2010 г.
34-50	1	01 апреля 2010 г.	51-20	3	01 апреля 2010 г.	51-30	5	01 апреля 2010 г.

Подраздел	Стр.	Дата изменения	Подраздел	Стр.	Дата изменения	Подраздел	Стр.	Дата изменения
51-30	6	01 апреля 2010 г.	52-10	1	01 апреля 2010 г.	53-00	Титул. 2	01 апреля 2010 г.
51-30	7	01 апреля 2010 г.	52-10	2	01 апреля 2010 г.	53-00	Сод. 1	01 апреля 2010 г.
51-30	8	01 апреля 2010 г.	52-10	3	01 апреля 2010 г.	53-00	Сод. 2	01 апреля 2010 г.
51-40	1	01 апреля 2010 г.	52-10	4	01 апреля 2010 г.	53-00	1	01 апреля 2010 г.
51-40	2	01 апреля 2010 г.	52-10	5	01 апреля 2010 г.	53-00	2	01 апреля 2010 г.
51-40	201	01 апреля 2010 г.	52-10	6	01 апреля 2010 г.	53-10	1	01 апреля 2010 г.
51-40	202	01 апреля 2010 г.	52-10	7	01 апреля 2010 г.	53-10	2	01 апреля 2010 г.
51-60	1	01 апреля 2010 г.	52-10	8	01 апреля 2010 г.	53-10	3	01 апреля 2010 г.
51-60	2	01 апреля 2010 г.	52-10	9	01 апреля 2010 г.	53-10	4	01 апреля 2010 г.
51-60	3	01 апреля 2010 г.	52-10	10	01 апреля 2010 г.	53-10	5	01 апреля 2010 г.
51-60	4	01 апреля 2010 г.	52-10	11	01 апреля 2010 г.	53-10	6	01 апреля 2010 г.
51-60	5	01 апреля 2010 г.	52-10	12	01 апреля 2010 г.	53-10	7	01 апреля 2010 г.
51-60	6	01 апреля 2010 г.	52-10	101	01 апреля 2010 г.	53-10	8	01 апреля 2010 г.
51-60	7	01 апреля 2010 г.	52-10	102	01 апреля 2010 г.	53-10	9	01 апреля 2010 г.
51-60	8	01 апреля 2010 г.	52-10	201	01 апреля 2010 г.	53-10	10	01 апреля 2010 г.
51-80	1	01 апреля 2010 г.	52-10	202	01 апреля 2010 г.	53-10	201	01 апреля 2010 г.
51-80	2	01 апреля 2010 г.	52-10	203	01 апреля 2010 г.	53-10	202	01 апреля 2010 г.
51-80	3	01 апреля 2010 г.	52-10	204	01 апреля 2010 г.	53-10	203	01 апреля 2010 г.
51-80	4	01 апреля 2010 г.	52-10	205	01 апреля 2010 г.	53-10	204	01 апреля 2010 г.
51-80	201	01 апреля 2010 г.	52-10	206	01 апреля 2010 г.	53-10	205	01 апреля 2010 г.
51-80	202	01 апреля 2010 г.	52-10	207	01 апреля 2010 г.	53-10	206	01 апреля 2010 г.
51-80	203	01 апреля 2010 г.	52-10	208	01 апреля 2010 г.	53-10	207	01 апреля 2010 г.
51-80	204	01 апреля 2010 г.	52-10	209	01 апреля 2010 г.	53-10	208	01 апреля 2010 г.
52-00	Титул. 1	01 апреля 2010 г.	52-10	210	01 апреля 2010 г.	55-00	Титул. 1	01 апреля 2010 г.
52-00	Титул. 2	01 апреля 2010 г.	52-10	211	01 апреля 2010 г.	55-00	Титул. 2	01 апреля 2010 г.
52-00	Сод. 1	01 апреля 2010 г.	52-10	212	01 апреля 2010 г.	55-00	Сод. 1	01 апреля 2010 г.
52-00	Сод. 2	01 апреля 2010 г.	52-40	1	01 апреля 2010 г.	55-00	Сод. 2	01 апреля 2010 г.
52-00	1	01 апреля 2010 г.	52-40	2	01 апреля 2010 г.	55-00	1	01 апреля 2010 г.
52-00	2	01 апреля 2010 г.	53-00	Титул. 1	01 апреля 2010 г.	55-00	2	01 апреля 2010 г.

Подраздел	Стр.	Дата изменения	Подраздел	Стр.	Дата изменения	Подраздел	Стр.	Дата изменения
55-10	1	01 апреля 2010 г.	55-40	201	01 апреля 2010 г.	57-10	3	01 апреля 2010 г.
55-10	2	01 апреля 2010 г.	55-40	202	01 апреля 2010 г.	57-10	4	01 апреля 2010 г.
55-10	201	01 апреля 2010 г.	55-40	203	01 апреля 2010 г.	57-10	5	01 апреля 2010 г.
55-10	202	01 апреля 2010 г.	55-40	204	01 апреля 2010 г.	57-10	6	01 апреля 2010 г.
55-10	203	01 апреля 2010 г.	56-00	Титул. 1	01 апреля 2010 г.	57-10	7	01 апреля 2010 г.
55-10	204	01 апреля 2010 г.	56-00	Титул. 2	01 апреля 2010 г.	57-10	8	01 апреля 2010 г.
55-10	205	01 апреля 2010 г.	56-00	Сод. 1	01 апреля 2010 г.	57-10	9	01 апреля 2010 г.
55-10	206	01 апреля 2010 г.	56-00	Сод. 2	01 апреля 2010 г.	57-10	10	01 апреля 2010 г.
55-10	207	01 апреля 2010 г.	56-00	1	01 апреля 2010 г.	57-10	11	01 апреля 2010 г.
55-10	208	01 апреля 2010 г.	56-00	2	01 апреля 2010 г.	57-10	12	01 апреля 2010 г.
55-20	1	01 апреля 2010 г.	56-10	1	01 апреля 2010 г.	57-10	13	01 апреля 2010 г.
55-20	2	01 апреля 2010 г.	56-10	2	01 апреля 2010 г.	57-10	14	01 апреля 2010 г.
55-20	3	01 апреля 2010 г.	56-10	3	01 апреля 2010 г.	57-10	15	01 апреля 2010 г.
55-20	4	01 апреля 2010 г.	56-10	4	01 апреля 2010 г.	57-10	16	01 апреля 2010 г.
55-20	201	01 апреля 2010 г.	56-10	201	01 апреля 2010 г.	57-10	17	01 апреля 2010 г.
55-20	202	01 апреля 2010 г.	56-10	202	01 апреля 2010 г.	57-10	18	01 апреля 2010 г.
55-20	203	01 апреля 2010 г.	56-10	203	01 апреля 2010 г.	57-10	19	01 апреля 2010 г.
55-20	204	01 апреля 2010 г.	56-10	204	01 апреля 2010 г.	57-10	20	01 апреля 2010 г.
55-20	205	01 апреля 2010 г.	56-10	205	01 апреля 2010 г.	57-10	21	01 апреля 2010 г.
55-20	206	01 апреля 2010 г.	56-10	206	01 апреля 2010 г.	57-10	22	01 апреля 2010 г.
55-30	1	01 апреля 2010 г.	57-00	Титул. 1	01 апреля 2010 г.	57-10	23	01 апреля 2010 г.
55-30	2	01 апреля 2010 г.	57-00	Титул. 2	01 апреля 2010 г.	57-10	24	01 апреля 2010 г.
55-30	201	01 апреля 2010 г.	57-00	Сод. 1	01 апреля 2010 г.	57-10	25	01 апреля 2010 г.
55-30	202	01 апреля 2010 г.	57-00	Сод. 2	01 апреля 2010 г.	57-10	26	01 апреля 2010 г.
55-40	1	01 апреля 2010 г.	57-00	1	01 апреля 2010 г.	57-50	1	01 апреля 2010 г.
55-40	2	01 апреля 2010 г.	57-00	2	01 апреля 2010 г.	57-50	2	01 апреля 2010 г.
55-40	3	01 апреля 2010 г.	57-10	1	01 апреля 2010 г.	57-50	3	01 апреля 2010 г.
55-40	4	01 апреля 2010 г.	57-10	2	01 апреля 2010 г.	57-50	4	01 апреля 2010 г.

Подраздел	Стр.	Дата изменения	Подраздел	Стр.	Дата изменения	Подраздел	Стр.	Дата изменения
57-50	201	01 апреля 2010 г.	61-10	202	01 апреля 2010 г.	71-00	203	01 апреля 2010 г.
57-50	202	01 апреля 2010 г.	61-10	203	01 апреля 2010 г.	71-00	204	01 апреля 2010 г.
57-50	203	01 апреля 2010 г.	61-10	204	01 апреля 2010 г.	71-00	205	01 апреля 2010 г.
57-50	204	01 апреля 2010 г.	61-10	205	01 апреля 2010 г.	71-00	206	01 апреля 2010 г.
57-50	205	01 апреля 2010 г.	61-10	206	01 апреля 2010 г.	71-00	207	01 апреля 2010 г.
57-50	206	01 апреля 2010 г.	61-20	1	01 апреля 2010 г.	71-00	208	01 апреля 2010 г.
57-60	1	01 апреля 2010 г.	61-20	2	01 апреля 2010 г.	71-00	209	01 апреля 2010 г.
57-60	2	01 апреля 2010 г.	61-20	3	01 апреля 2010 г.	71-00	210	01 апреля 2010 г.
57-60	3	01 апреля 2010 г.	61-20	4	01 апреля 2010 г.	71-00	211	01 апреля 2010 г.
57-60	4	01 апреля 2010 г.	61-20	5	01 апреля 2010 г.	71-00	212	01 апреля 2010 г.
57-60	201	01 апреля 2010 г.	61-20	6	01 апреля 2010 г.	71-00	213	01 апреля 2010 г.
57-60	202	01 апреля 2010 г.	61-20	101	01 апреля 2010 г.	71-00	214	01 апреля 2010 г.
57-60	203	01 апреля 2010 г.	61-20	102	01 апреля 2010 г.	71-10	1	01 апреля 2010 г.
57-60	204	01 апреля 2010 г.	61-20	201	01 апреля 2010 г.	71-10	2	01 апреля 2010 г.
57-60	205	01 апреля 2010 г.	61-20	202	01 апреля 2010 г.	71-10	101	01 апреля 2010 г.
57-60	206	01 апреля 2010 г.	71-00	Титул. 1	01 апреля 2010 г.	71-10	102	01 апреля 2010 г.
61-00	Титул. 1	01 апреля 2010 г.	71-00	Титул. 2	01 апреля 2010 г.	71-10	201	01 апреля 2010 г.
61-00	Титул. 2	01 апреля 2010 г.	71-00	Сод. 1	01 апреля 2010 г.	71-10	202	01 апреля 2010 г.
61-00	Сод. 1	01 апреля 2010 г.	71-00	Сод. 2	01 апреля 2010 г.	71-10	203	01 апреля 2010 г.
61-00	Сод. 2	01 апреля 2010 г.	71-00	Сод. 3	01 апреля 2010 г.	71-10	204	01 апреля 2010 г.
61-00	1	01 апреля 2010 г.	71-00	Сод. 4	01 апреля 2010 г.	71-20	1	01 апреля 2010 г.
61-00	2	01 апреля 2010 г.	71-00	1	01 апреля 2010 г.	71-20	2	01 апреля 2010 г.
61-10	1	01 апреля 2010 г.	71-00	2	01 апреля 2010 г.	71-20	101	01 апреля 2010 г.
61-10	2	01 апреля 2010 г.	71-00	3	01 апреля 2010 г.	71-20	102	01 апреля 2010 г.
61-10	3	01 апреля 2010 г.	71-00	4	01 апреля 2010 г.	71-20	201	01 апреля 2010 г.
61-10	4	01 апреля 2010 г.	71-00	101	01 апреля 2010 г.	71-20	202	01 апреля 2010 г.
61-10	101	01 апреля 2010 г.	71-00	102	01 апреля 2010 г.	71-50	1	01 апреля 2010 г.
61-10	102	01 апреля 2010 г.	71-00	201	01 апреля 2010 г.	71-50	2	01 апреля 2010 г.
61-10	201	01 апреля 2010 г.	71-00	202	01 апреля 2010 г.	71-60	1	01 апреля 2010 г.

Подраздел	Стр.	Дата изменения	Подраздел	Стр.	Дата изменения	Подраздел	Стр.	Дата изменения
71-60	2	01 апреля 2010 г.	72-00	102	01 апреля 2010 г.	75-00	102	01 апреля 2010 г.
71-60	3	01 апреля 2010 г.	72-00	201	01 апреля 2010 г.	75-00	201	01 апреля 2010 г.
71-60	4	01 апреля 2010 г.	72-00	202	01 апреля 2010 г.	75-00	202	01 апреля 2010 г.
71-60	101	01 апреля 2010 г.	72-00	203	01 апреля 2010 г.	75-00	203	01 апреля 2010 г.
71-60	102	01 апреля 2010 г.	72-00	204	01 апреля 2010 г.	75-00	204	01 апреля 2010 г.
71-60	201	01 апреля 2010 г.	72-00	205	01 апреля 2010 г.	75-00	205	01 апреля 2010 г.
71-60	202	01 апреля 2010 г.	72-00	206	01 апреля 2010 г.	75-00	206	01 апреля 2010 г.
71-60	203	01 апреля 2010 г.	73-00	Титул. 1	01 апреля 2010 г.	75-00	207	01 апреля 2010 г.
71-60	204	01 апреля 2010 г.	73-00	Титул. 2	01 апреля 2010 г.	75-00	208	01 апреля 2010 г.
71-60	205	01 апреля 2010 г.	73-00	Сод. 1	01 апреля 2010 г.	75-00	209	01 апреля 2010 г.
71-60	206	01 апреля 2010 г.	73-00	Сод. 2	01 апреля 2010 г.	75-00	210	01 апреля 2010 г.
71-60	207	01 апреля 2010 г.	73-00	1	01 апреля 2010 г.	75-00	211	01 апреля 2010 г.
71-60	208	01 апреля 2010 г.	73-00	2	01 апреля 2010 г.	75-00	212	01 апреля 2010 г.
71-60	209	01 апреля 2010 г.	73-00	3	01 апреля 2010 г.	76-00	Титул. 1	01 апреля 2010 г.
71-60	210	01 апреля 2010 г.	73-00	4	01 апреля 2010 г.	76-00	Титул. 2	01 апреля 2010 г.
71-70	1	01 апреля 2010 г.	73-00	101	01 апреля 2010 г.	76-00	Сод. 1	01 апреля 2010 г.
71-70	2	01 апреля 2010 г.	73-00	102	01 апреля 2010 г.	76-00	Сод. 2	01 апреля 2010 г.
71-70	201	01 апреля 2010 г.	73-00	201	01 апреля 2010 г.	76-00	1	01 апреля 2010 г.
71-70	202	01 апреля 2010 г.	73-00	202	01 апреля 2010 г.	76-00	2	01 апреля 2010 г.
72-00	Титул. 1	01 апреля 2010 г.	75-00	Титул. 1	01 апреля 2010 г.	76-00	3	01 апреля 2010 г.
72-00	Титул. 2	01 апреля 2010 г.	75-00	Титул. 2	01 апреля 2010 г.	76-00	4	01 апреля 2010 г.
72-00	Сод. 1	01 апреля 2010 г.	75-00	Сод. 1	01 апреля 2010 г.	76-00	5	01 апреля 2010 г.
72-00	Сод. 2	01 апреля 2010 г.	75-00	Сод. 2	01 апреля 2010 г.	76-00	6	01 апреля 2010 г.
72-00	1	01 апреля 2010 г.	75-00	1	01 апреля 2010 г.	76-00	101	01 апреля 2010 г.
72-00	2	01 апреля 2010 г.	75-00	2	01 апреля 2010 г.	76-00	102	01 апреля 2010 г.
72-00	3	01 апреля 2010 г.	75-00	3	01 апреля 2010 г.	76-00	201	01 апреля 2010 г.
72-00	4	01 апреля 2010 г.	75-00	4	01 апреля 2010 г.	76-00	202	01 апреля 2010 г.
72-00	101	01 апреля 2010 г.	75-00	101	01 апреля 2010 г.	76-00	203	01 апреля 2010 г.

Подраздел	Стр.	Дата изменения	Подраздел	Стр.	Дата изменения	Подраздел	Стр.	Дата изменения
76-00	204	01 апреля 2010 г.	78-00	1	01 апреля 2010 г.	81-00	Титул. 2	01 апреля 2010 г.
76-00	205	01 апреля 2010 г.	78-00	2	01 апреля 2010 г.	81-00	Сод. 1	01 апреля 2010 г.
76-00	206	01 апреля 2010 г.	78-00	101	01 апреля 2010 г.	81-00	Сод. 2	01 апреля 2010 г.
76-00	207	01 апреля 2010 г.	78-00	102	01 апреля 2010 г.	81-00	1	01 апреля 2010 г.
76-00	208	01 апреля 2010 г.	78-00	201	01 апреля 2010 г.	81-00	2	01 апреля 2010 г.
76-00	209	01 апреля 2010 г.	78-00	202	01 апреля 2010 г.	81-00	3	01 апреля 2010 г.
76-00	210	01 апреля 2010 г.	79-00	Титул. 1	01 апреля 2010 г.	81-00	4	01 апреля 2010 г.
77-00	Титул. 1	01 апреля 2010 г.	79-00	Титул. 2	01 апреля 2010 г.	81-00	101	01 апреля 2010 г.
77-00	Титул. 2	01 апреля 2010 г.	79-00	Сод. 1	01 апреля 2010 г.	81-00	102	01 апреля 2010 г.
77-00	Сод. 1	01 апреля 2010 г.	79-00	Сод. 2	01 апреля 2010 г.	81-00	201	01 апреля 2010 г.
77-00	Сод. 2	01 апреля 2010 г.	79-00	1	01 апреля 2010 г.	81-00	202	01 апреля 2010 г.
77-00	1	01 апреля 2010 г.	79-00	2	01 апреля 2010 г.	81-00	203	01 апреля 2010 г.
77-00	2	01 апреля 2010 г.	79-00	101	01 апреля 2010 г.	81-00	1 204	01 апреля 2010 г.
77-40	3	01 апреля 2010 г.	79-00	102	01 апреля 2010 г.	92-00	Титул. 1	01 апреля 2010 г.
77-40	4	01 апреля 2010 г.	80-00	Титул. 1	01 апреля 2010 г.	92-00	Титул. 2	01 апреля 2010 г.
77-40	101	01 апреля 2010 г.	80-00	Титул. 2	01 апреля 2010 г.	92-00	Сод. 1	01 апреля 2010 г.
77-40	102	01 апреля 2010 г.	80-00	Сод. 1	01 апреля 2010 г.	92-00	Сод. 2	01 апреля 2010 г.
77-40	201	01 апреля 2010 г.	80-00	Сод. 2	01 апреля 2010 г.	92-00	1	01 апреля 2010 г.
77-40	202	01 апреля 2010 г.	80-00	1	01 апреля 2010 г.	92-00	2	01 апреля 2010 г.
77-40	203	01 апреля 2010 г.	80-00	2	01 апреля 2010 г.	Монтажные схемы (см. перечень в разделе 92)		
77-40	204	01 апреля 2010 г.	80-00	101	01 апреля 2010 г.			
77-40	205	01 апреля 2010 г.	80-00	102	01 апреля 2010 г.			
77-40	206	01 апреля 2010 г.	80-00	201	01 апреля 2010 г.			
77-40	207	01 апреля 2010 г.	80-00	202	01 апреля 2010 г.			
77-40	208	01 апреля 2010 г.	80-00	203	01 апреля 2010 г.			
78-00	Титул. 1	01 апреля 2010 г.	80-00	204	01 апреля 2010 г.			
78-00	Титул. 2	01 апреля 2010 г.	80-00	205	01 апреля 2010 г.			
78-00	Сод. 1	01 апреля 2010 г.	80-00	206	01 апреля 2010 г.			
78-00	Сод. 2	01 апреля 2010 г.	81-00	Титул. 1	01 апреля 2010 г.			

РАЗДЕЛ 01

ВВЕДЕНИЕ

Страница намеренно оставлена пустой

СОДЕРЖАНИЕ

РАЗДЕЛ 01

ВВЕДЕНИЕ

1.	Общие сведения	1
2.	Рассылка новых редакций.....	1
3.	Предупреждения, предостережения и примечания	2
4.	Структура руководства	2
5.	Система нумерации страниц	6
6.	Рисунки	6
7.	Регистрация изменений	6
8.	Перечень действующих страниц	6

Страница намеренно оставлена пустой

РАЗДЕЛ 01

ВВЕДЕНИЕ

1. Общие сведения

В настоящем Руководстве по техническому обслуживанию приводится информация, необходимая для технического обслуживания самолета DA 40 NG: полное описание всех систем, порядок поиска и устранения неисправностей, демонтажа и установки элементов конструкции; а также указания по техническому обслуживанию самолета. В Руководстве не приводится информация о техническом обслуживании демонтированных элементов самолета (информация для ремонтных предприятий).

В Руководстве по техническому обслуживанию самолета приводятся также монтажные схемы электросистемы самолета.

Вместе с настоящим Руководством по техническому обслуживанию самолета пользоваться следующими руководствами и Эксплуатационными бюллетенями:

- Самолет DA 40 NG. Иллюстрированный каталог деталей (последняя редакция).
- Самолет DA 40 NG. Руководство по летной эксплуатации (последняя редакция).
- Аварийный приводной передатчик. Руководство по эксплуатации (издание изготовителя) (последняя редакция).
- Двигатель Austro Engine. Руководство по эксплуатации (док. № E4.01.01, последняя редакция).
- Двигатель Austro Engine. Руководство по техническому обслуживанию (док. № E4.08.04, последняя редакция).
- Двигатель Austro Engine. Руководство по установке (док. № E4.02.01, последняя редакция).
- Воздушный винт mt-Propeller. Руководство владельца (последняя редакция).
- Воздушный винт MT-Propeller. Руководство по установке и эксплуатации, описание гидравлического регулятора постоянства оборотов (док. E-124, ATA 61-01-24, последняя редакция).
- Комплекс Garmin G1000. Руководство по оперативному техническому обслуживанию (последняя редакция).
- Система автопилота Garmin GFC 700. Руководство по устранению неисправностей (последняя редакция).
- Комплекс Garmin. Руководство пилота самолета Diamond DA 40 NG (док. № 190-00952-00, последняя редакция).

2. Рассылка новых редакций

Изготовитель осуществляет рассылку новых редакций Руководства по техническому обслуживанию самолета. Редакция отражает изменения в конструкции самолета или изменения установленных процедур. На каждой странице руководства указана дата первого издания. В случае изменения страницы на ней указывается дата внесения изменений.

3. Предупреждения, предостережения и примечания

При проведении технического обслуживания необходимо выполнять все обычные требования техники безопасности и указания по техническому обслуживанию.

Некоторые абзацы настоящего Руководства имеют пометки «Предупреждение», «Внимание» и «Примечание»:

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: ПОМЕТКА «ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ» СООБЩАЕТ ПЕРСОНАЛУ, ВЫПОЛНЯЮЩЕМУ РАБОТЫ ПО ТЕХНИЧЕСКОМУ ОБСЛУЖИВАНИЮ, ЧТО НЕВЫПОЛНЕНИЕ ПРИВЕДЕННЫХ УКАЗАНИЙ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ТРАВМАМ ИЛИ СМЕРТИ.

ВНИМАНИЕ: ПОМЕТКА «ВНИМАНИЕ» СООБЩАЕТ ПЕРСОНАЛУ, ВЫПОЛНЯЮЩЕМУ РАБОТЫ ПО ТЕХНИЧЕСКОМУ ОБСЛУЖИВАНИЮ, ЧТО НЕВЫПОЛНЕНИЕ ПРИВЕДЕННЫХ УКАЗАНИЙ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ВЫХОДУ ОБОРУДОВАНИЯ ИЗ СТРОЯ.

Примечание: С пометкой «Примечание» приводится информация, которая позволяет упростить выполнение работы обслуживающим персоналом.

4. Структура руководства

Настоящее руководство составлено в соответствии с требованиями стандарта Американской ассоциации воздушного транспорта 100 (ATA 100). Каждой системе соответствует определенный номер раздела, установленный стандартом ATA 100. При необходимости раздел разбивается на подразделы, соответствующие подсистемам.

Настоящее Руководство по техническому обслуживанию самолета написано на упрощенном английском языке, соответствующем требованиям Европейской ассоциации аэрокосмической промышленности (АЕСМА). Данное требование является обязательным и установлено стандартом Американской ассоциации воздушного транспорта 100 (ATA 100).

В упрощенном английском языке используются слова, входящие в следующие три перечня:

- Утвержденный перечень слов из документа «Упрощенный английский язык. Руководство». Слова, входящие в данный перечень, имеют строго определенные значения и принадлежат к определенным частям речи.
- Технические термины, установленные документом «Упрощенный английский язык. Руководство» (используются только как прилагательные и существительные).
- Производственные процессы, установленные документом «Упрощенный английский язык. Руководство» (всегда используются как глаголы).

Экземпляр документа «Упрощенный английский язык. Руководство» можно получить в Организации по разработке стандартов Европейской ассоциации аэрокосмической и оборонной промышленности (ASD-STAN) по адресу: ASD-STAN, Avenue de Tervuren, B-1150 Brussels, Belgium (Бельгия).
Тел.: +32-2775-81-26, факс: +32-2763-35-65, эл. почта: contact@asd-stan.org

В настоящем руководстве не используются система поддержки, ориентированная на задачи технического обслуживания самолетов (AMTOSS), и база данных управления производством (PMDb), установленные стандартом ATA iSpec2200.

A. Система нумерации ATA100

В системе нумерации ATA100 используются 3 пары цифр, например:



Первая пара цифр обозначает систему. Система 57 — крылья. В разделе 57 приводится информация о крыльях.

Вторая пара цифр обозначает подсистему. Подсистема 50 — закрылки. В разделе 57, подразделе 50 приводится информация об установке закрылков.

Третья пара цифр обозначает элемент. Элементом может быть, например, собственно закрылок. Номера элементов используются только в сложных системах.

Для простых систем вся информация приводится в основном разделе, разбивка на подразделы и по подсистемам отсутствует.

B. Группы разделов

Разделы объединены в следующие группы:

Группа А	Введение	Разделы 01 - 02
Группа В	Общие сведения о самолете	Разделы 03 - 12
Группа С.	Системы планера	Разделы 20 - 37
Группа D.	Конструкция	Разделы 51 - 57
Группа E.	Воздушный винт	Раздел 61
Группа F	Силовая установка	Разделы 71 - 81

Разделы отделены друг от друга разделительными листами. На разделительном листе указаны номер и название раздела.

Ниже приводится краткое содержание каждой группы разделов:

(1) Группа А. Введение

В разделе 1 приводится информация о Руководстве по техническому обслуживанию самолета. В разделе 2 описывается порядок пользования Руководством по техническому обслуживанию самолета.

(2) Группа В. Общие сведения о самолете

В разделе 05 приводится Технологическая карта регламентного технического обслуживания. Выполнение некоторых задач осуществляется в соответствии с определенной процедурой технического обслуживания. В технологической карте регламентного технического обслуживания указан раздел руководства, в котором описана процедура технического обслуживания для выполнения соответствующей задачи, и приведены указания по поиску общей информации.

В разделах 6 - 10 приводится информация об общих процедурах: буксировке, постановке на стоянку и взвешивании.

В разделе 11 приводится информация о надписях и трафаретах, необходимых для эксплуатации самолета.

В разделе 12 приводится информация о текущем обслуживании самолета (заправке топливом и смазке), а также о мойке и чистке самолета.

(3) Группа С. Системы планера

В разделе 20 приводится информация о стандартных технологических процессах технического обслуживания планера.

В разделах 21 - 37 приводится информация о системах планера. В их число входят системы бортового радиоэлектронного оборудования (БРЭО) (например, система связи (23)), а также механические системы (например, органы управления (27)).

В разделе 31 описывается расположение приборов самолета. Подробная информация о системах приводится в соответствующих разделах руководства. Например, информация об индикаторе положения закрылков приводится в разделе 27.

(4) Группа D. Конструкция

В разделе 51 приводится информация о конструкции планера, а также указания по мелкому ремонту элементов конструкции.

В разделах 52 - 57 приводится информация об отдельных элементах конструкции.

(5) Группа Е. Воздушный винт

В разделе 61 приводится информация о процедурах технического обслуживания воздушного винта. Другую информацию можно найти в руководстве изготовителя воздушного винта.

(6) Группа F. Силовая установка

В этой группе разделов приводится описание двигателя и его систем, которые входят в состав силовой установки, описываются процедуры технического обслуживания силовой установки без ее демонтажа с самолета. Другую информацию можно найти в руководстве изготовителя двигателя.

С. Структура раздела

На первой странице каждого раздела указаны его номер и название. На второй странице приводится содержание. При необходимости каждый раздел (подраздел) включает в себя следующие пункты:

- Описание и принцип работы.
- Поиск и устранение неисправностей.
- Порядок технического обслуживания. При необходимости описывается порядок выполнения следующих работ по техническому обслуживанию:
 - Обслуживание.
 - Демонтаж и установка.
 - Регулирование и проверки.
 - Контроль и испытания.
 - Мойка и окраска.
 - Ремонт.

5. Система нумерации страниц

В руководстве используется блоковая система нумерации страниц, установленная стандартом ATA 100. Номер страницы указан в нижней части страницы, с ее внешней стороны, рядом с номером раздела и подраздела.

В каждом подразделе темам присваиваются номера страниц из следующих блоков:

- Описание и принцип работы — стр. 1 - 99.
- Поиск и устранение неисправностей — стр. 101 - 199.
- Порядок технического обслуживания — стр. 201 - 299.

6. Рисунки

В руководстве принята последовательная нумерация рисунков. Первому рисунку в разделе (подразделе) присваивается номер 1.

7. Регистрация изменений

В настоящем Руководстве по техническому обслуживанию самолета имеется Лист регистрации изменений, в котором регистрируются все изменения, вносимые в Руководство.

8. Перечень действующих страниц

В Руководстве по техническому обслуживанию самолета имеется Перечень действующих страниц, в котором указываются номер и дата вступления в силу каждой страницы Руководства.

РАЗДЕЛ 02

ОРГАНИЗАЦИЯ РУКОВОДСТВА И ПОЛЬЗОВАНИЕ РУКОВОДСТВОМ

Страница намеренно оставлена пустой

СОДЕРЖАНИЕ

РАЗДЕЛ 02

ОРГАНИЗАЦИЯ РУКОВОДСТВА И ПОЛЬЗОВАНИЕ РУКОВОДСТВОМ

1.	Общие сведения	1
2.	Область применения	1
3.	Редакции	1
4.	Временные редакции.....	1
5.	Эксплуатационные бюллетени	2
6.	Инструкции по обслуживанию.....	2
7.	Сокращения.....	3
8.	Переводные коэффициенты и сокращения	5
9.	Номограммы для пересчета момента	7

Страница намеренно оставлена пустой

РАЗДЕЛ 02

ОРГАНИЗАЦИЯ РУКОВОДСТВА И ПОЛЬЗОВАНИЕ РУКОВОДСТВОМ

1. Общие сведения

Для поиска информации о нужной системе необходимо в перечне разделов найти номер соответствующего раздела. Содержание раздела приводится на первой странице каждого раздела после титульного листа.

2. Область применения

Сведения об области применения информации к определенной серии самолета приводятся в примечании об области применения. Например:

Действительно для серийных номеров с 40.N001 по 40.N099.

Это означает, что соответствующая информация действительна для самолетов с серийными номерами с 40.N001 по 40.N099 включительно.

3. Редакции

Время от времени изготовитель вносит в Руководство по техническому обслуживанию самолета изменения, отражающие изменения в конструкции, процедурах технического обслуживания самолета или другие изменения. Каждая группа изменений составляет редакцию.

Редакция руководства включает в себя следующие элементы:

- Измененные страницы.
- Причина внесения изменений.
- Указания по вставке страниц с изменениями в Руководство по техническому обслуживанию самолета.
- Новый Перечень действующих страниц (ПДС).

Изменения помечаются вертикальной полосой на левом поле страницы. Измененные числовые значения при необходимости помечаются небольшим символом руки.

4. Временные редакции

Временные редакции используются для исправления ошибок или представляют собой временные инструкции. Изготовитель своевременно рассылает временные редакции владельцам самолетов. Временные редакции печатаются на бумаге желтого цвета. Изготовитель обычно включает содержимое временных редакций в следующую утвержденную редакцию.

5. Эксплуатационные бюллетени

Эксплуатационные бюллетени выпускаются по мере необходимости. В них приводится дополнительная информация о контроле, техническом обслуживании, ремонте или доработке самолета.

Эксплуатационные бюллетени делятся на 4 категории:

A. Аварийные бюллетени на доработку

Аварийные бюллетени на доработку выпускаются при обнаружении непосредственной опасности (опасность выхода из строя или полного разрушения самолета). Эти бюллетени рассылаются немедленно, с использованием самых быстрых средств передачи, по всем известным адресам соответствующих эксплуатантов и предприятий обслуживания.

B. Обязательные эксплуатационные бюллетени

Обязательные эксплуатационные бюллетени содержат описание проблемы и способ ее устранения. Невыполнение работ, предусмотренных Обязательным эксплуатационным бюллетенем, может привести к отказам или неисправностям в ходе дальнейшей эксплуатации.

Выполнение работ в соответствии с Обязательным эксплуатационным бюллетенем является обязательным.

C. Рекомендованные эксплуатационные бюллетени

В Рекомендованных эксплуатационных бюллетенях приводится следующая информация:

- Описание несущественной проблемы и способ ее устранения.
- Меры по совершенствованию технической конструкции.

Невыполнение работ, предусмотренных Рекомендованным эксплуатационным бюллетенем, не может привести к отказу, однако может привести к увеличению объемов работ по техническому обслуживанию.

Выполнение работ, предусмотренных Рекомендованным эксплуатационным бюллетенем:

- В некоторых случаях позволяет сократить объем работ по техническому обслуживанию (например, уменьшить износ, увеличить ресурс).
- Позволяет улучшить эксплуатационные характеристики (например, упростить запуск двигателя).

D. Необязательные эксплуатационные бюллетени

В Необязательных эксплуатационных бюллетенях приводится информация о дополнительном оборудовании, которое можно установить на самолете (например, буксировочное устройство планера).

Решение о выполнении работ по Необязательному эксплуатационному бюллетеню принимается владельцем самолета.

6. Инструкции по обслуживанию

В Инструкциях по обслуживанию приводится информация по установке разрешенного или дополнительного оборудования, а также соответствующие технические данные.

7. Сокращения

Где это возможно, применяемые сокращения отвечают требованиям соответствующих правил.

A	Ампер
ACL	Проблесковый световой маяк
APK	Автоматический радиокompас
A.M.E.	Aircraft Maintenance Engineer (инженер по техническому обслуживанию воздушных судов)
Ач	Ампер-час
A&P	Механическая часть планера и силовой установки
ASI	Указатель воздушной скорости
CAN	Controller Area Network (контроллерная сеть)
CFRP	Пластмасса, армированная углеволокном (углепластик)
DME	Дальномерное оборудование
EECU	Электронный блок управления двигателем
ELT	Аварийный приводной передатчик
FRP	Пластмасса, армированная волокном
GFRP	Пластмасса, армированная стекловолокном (стеклопластик)
GPS	Глобальная система определения местоположения
G/S	Угол наклона глиссады
IAU	Интегрированный блок БРЭО
ICS	Комплексная пилотажно-навигационная система
ППП	Правила полетов по приборам
ПНП	Плановый навигационный прибор
LOC	Курсовой радиомаяк
MSI	Основной технический осмотр планера самолета
OAT	Температура наружного воздуха
PFD	Основной пилотажный индикатор
ОБОЗНАЧЕНИЕ	Шифр
SB	Эксплуатационный бюллетень
S/N	Серийный номер
TBO	Межремонтный ресурс

TSMOH	Время наработки после капитального ремонта
УВЧ	Ультравысокая частота
TTSN	Общая наработка с момента ввода в эксплуатацию
TTSO	Общая наработка с момента проведения капитального ремонта
В	Вольт
ПВП	Правила визуальных полетов
УКВ	Ультракороткие волны
VOR	Всенаправленный УКВ-радиомаяк
VSI	Вариометр

8. Переводные коэффициенты и сокращения

Величина Ед. изм. [сокращение]	Переводной коэффициент СИ — ам./брит. система	Переводной коэффициент Ам./брит. система — СИ
<p><i>Длина</i></p> <p>Метр [м] Миллиметр [мм] Километр [км] Дюйм [дюйм] Фут [фут] Морская миля [мор. миля] Сухопутная миля [сух. миля]</p>	<p>[м] / 0,3048 = [фут] [мм] / 25,4 = [дюйм] [км] / 1,852 = [мор. миля] [км] / 1,609 = [сух. миля]</p>	<p>[дюйм] x 25,4 = [мм] [фут] x 0,3048 = [м] [мор. миля] x 1,852 = [км] [сух. миля] x 1,609 = [км]</p>
<p><i>Скорость</i></p> <p>Километры в час [км/ч] Метры в секунду [м/с] Мили в час [мил/ч] Узлы [узл] Футы в минуту [фут/мин]</p>	<p>[км/ч] / 1,852 = [узл] [км/ч] / 1,609 = [мил/ч] [м/с] x 196,85 = [фут/мин]</p>	<p>[мил/ч] x 1,609 = [км/ч] [узл] x 1,852 = [км/ч] [фут/мин] / 196,85 = [м/с]</p>
<p><i>Скорость вращения</i></p> <p>Обороты в минуту [об/мин]</p>		<p>[об/мин] = [мин⁻¹]</p>
<p><i>Давление</i></p> <p>Бар [бар] Гектопаскаль [гПа] = миллибар [мбар] Фунты на квадратный дюйм [фунт/кв. дюйм] Дюймы ртутного столба [дюйм рт. ст.]</p>	<p>[бар] x 14,5038 = [фунт/кв. дюйм] [гПа] / 33,864 = [дюйм рт. ст.] [мбар] / 33,864 = [дюйм рт. ст.]</p>	<p>[фунт/кв. дюйм]/14,5038 = [бар] [дюйм рт. ст.] x 33,864 = [гПа] [дюйм рт. ст.] x 33,864 = [мбар]</p>

Величина Ед. изм. [сокращение]	Переводной коэффициент СИ — ам./брит. система	Переводной коэффициент Ам./брит. система — СИ
Сила или вес Ньютон [Н] Деканьютон [даН] Фунт [фунт]	$[Н] / 4,448 = [\text{фунт}]$ $[\text{даН}] / 0,4448 = [\text{фунт}]$	$[\text{фунт}] \times 4,448 = [Н]$ $[\text{фунт}] \times 0,4448 = [\text{даН}]$
Масса (вес) Килограмм [кг] Фунт [фунт]	$[\text{кг}] / 0,45359 = [\text{фунт}]$	$[\text{фунт}] \times 0,45359 = [\text{кг}]$
Объем Литр [л] Американский галлон [ам. галл] Американская кварта [ам. кварт] Британский галлон [брит. галл] Кубический дюйм [дюйм ³]	$[л] / 3,7854 = [\text{ам. галл}]$ $[л] / 0,9464 = [\text{ам. кварт}]$ $[л] / 4,5461 = [\text{брит. галл}]$ $[л] / 61,024 = [\text{дюйм}^3]$	$[\text{ам. галл}] \times 3,7854 = [л]$ $[\text{ам. кварт}] \times 0,9464 = [л]$ $[\text{брит. галл}] \times 4,5461 = [л]$ $[\text{дюйм}^3] \times 61,024 = [л]$
Момент Ньютон-метр [Нм] Фут-фунт [фунт-с-фут] Дюйм-фунт [фунт-с-дюйм]	$[Нм] / 1,3558 = [\text{фунт-с-фут}]$ $[Нм] \times 8,851 = [\text{фунт-с-дюйм}]$	$[\text{фунт-с-фут}] \times 1,3558 = [Нм]$ $[\text{фунт-с-дюйм}] / 8,851 = [Нм]$
Температура Градус Цельсия [°C] Градус Фаренгейта [°F]	$[°C] \times 1,8 + 32 = [°F]$	$([°F] - 32) / 1,8 = [°C]$

Примечание: В настоящем Руководстве по техническому обслуживанию самолета в некоторых случаях вместо термина «масса» используется термин «вес». Авторы признают, что применение данного термина некорректно с технической точки зрения, однако пользуются им для упрощения и удобства изложения.

9. Номограммы для пересчета момента

Преобразование значений момента из ньютон-метров в фунт-сила-футы производится по рисунку 1. Преобразование из ньютон-метров в фунт-сила-дюймы производится по рисунку 2.

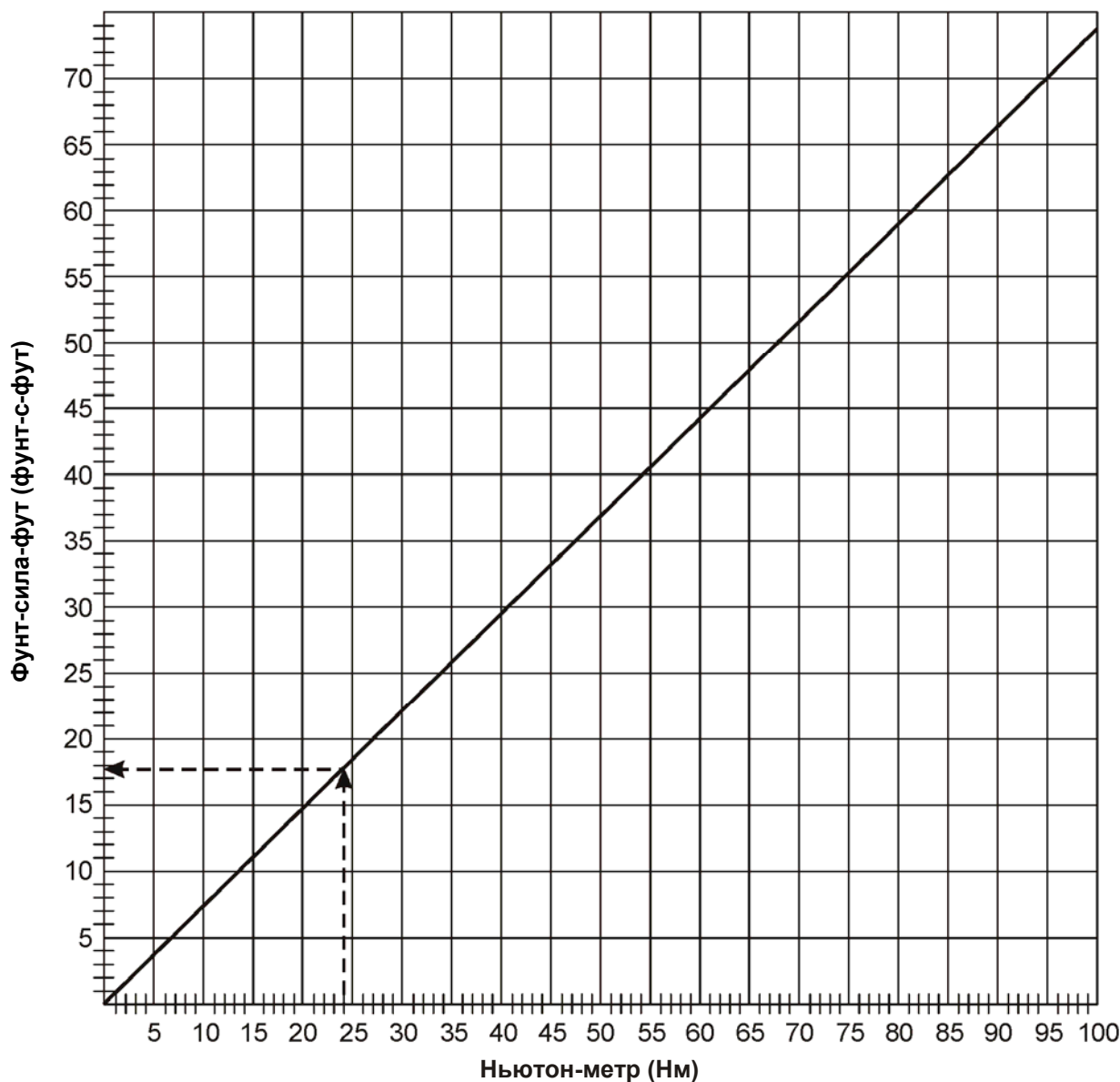


Рисунок 1. Преобразование ньютон-метров в фунт-сила-футы

Найти значение в ньютон-метрах на горизонтальной оси. Провести вертикальную воображаемую линию до пересечения со сплошной черной диагональной линией. Провести горизонтальную воображаемую линию до пересечения с вертикальной осью. Записать полученное значение в фунт-сила-футах.

Пример: Для пересчета значения 24 Нм в фунт-сила-футы найти 24 Нм на горизонтальной оси (см. пунктирную линию). Подняться по пунктирной линии вертикально до сплошной черной диагональной линии. Перейти по пунктирной линии горизонтально до вертикальной оси. Записать полученное значение (17,7 фунт-сила-фута).

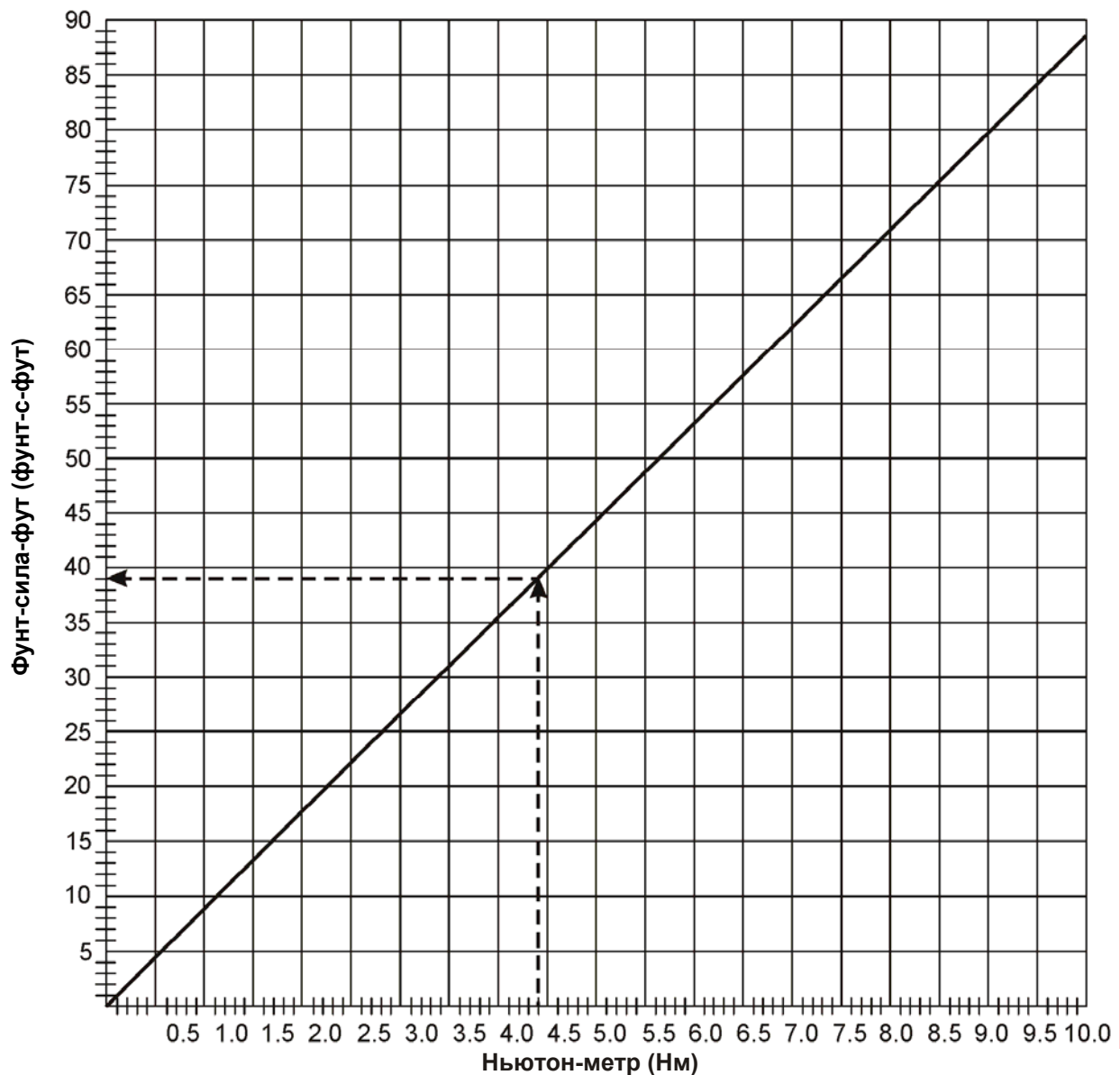


Рисунок 2. Преобразование ньютон-метров в фунт-сила-дюймы

Найти значение в ньютон-метрах на горизонтальной оси. Провести вертикальную воображаемую линию до пересечения со сплошной черной диагональной линией. Провести горизонтальную воображаемую линию до пересечения с вертикальной осью. Записать полученное значение в фунт-сила-дюймах.

Пример: Для пересчета значения 4,4 Нм в фунт-сила-дюймы найти 4,4 Нм на горизонтальной оси (см. пунктирную линию). Подняться по пунктирной линии вертикально до сплошной черной диагональной линии. Перейти по пунктирной линии горизонтально до вертикальной оси. Записать полученное значение (39 фунт-сила-дюймов).

РАЗДЕЛ 03

ОБЩЕЕ ОПИСАНИЕ САМОЛЕТА

Страница намеренно оставлена пустой

СОДЕРЖАНИЕ

РАЗДЕЛ 03

ОБЩЕЕ ОПИСАНИЕ САМОЛЕТА

1.	Общие сведения	1
2.	Описание	1
3.	Сведения об оборудовании	4
4.	Нанесение, изменение и удаление идентификационных данных.....	7

Страница намеренно оставлена пустой

РАЗДЕЛ 03

ОБЩЕЕ ОПИСАНИЕ САМОЛЕТА

1. Общие сведения

Изготовителем самолета DA 40 NG является компания Diamond Aircraft Industries GmbH, расположенная по адресу: N. A. Otto-Strasse 5, A-2700 Wiener Neustadt, Austria (Австрия).

2. Описание

Самолет DA 40 NG конструктивно выполнен в виде четырехместного однодвигательного моноплана с низкорасположенным свободнонесущим крылом и Т-образным хвостовым оперением. Самолет изготовлен из композиционных материалов на основе пластмассы, армированной волокном, что позволило обеспечить одновременно прочность и малый вес конструкции.

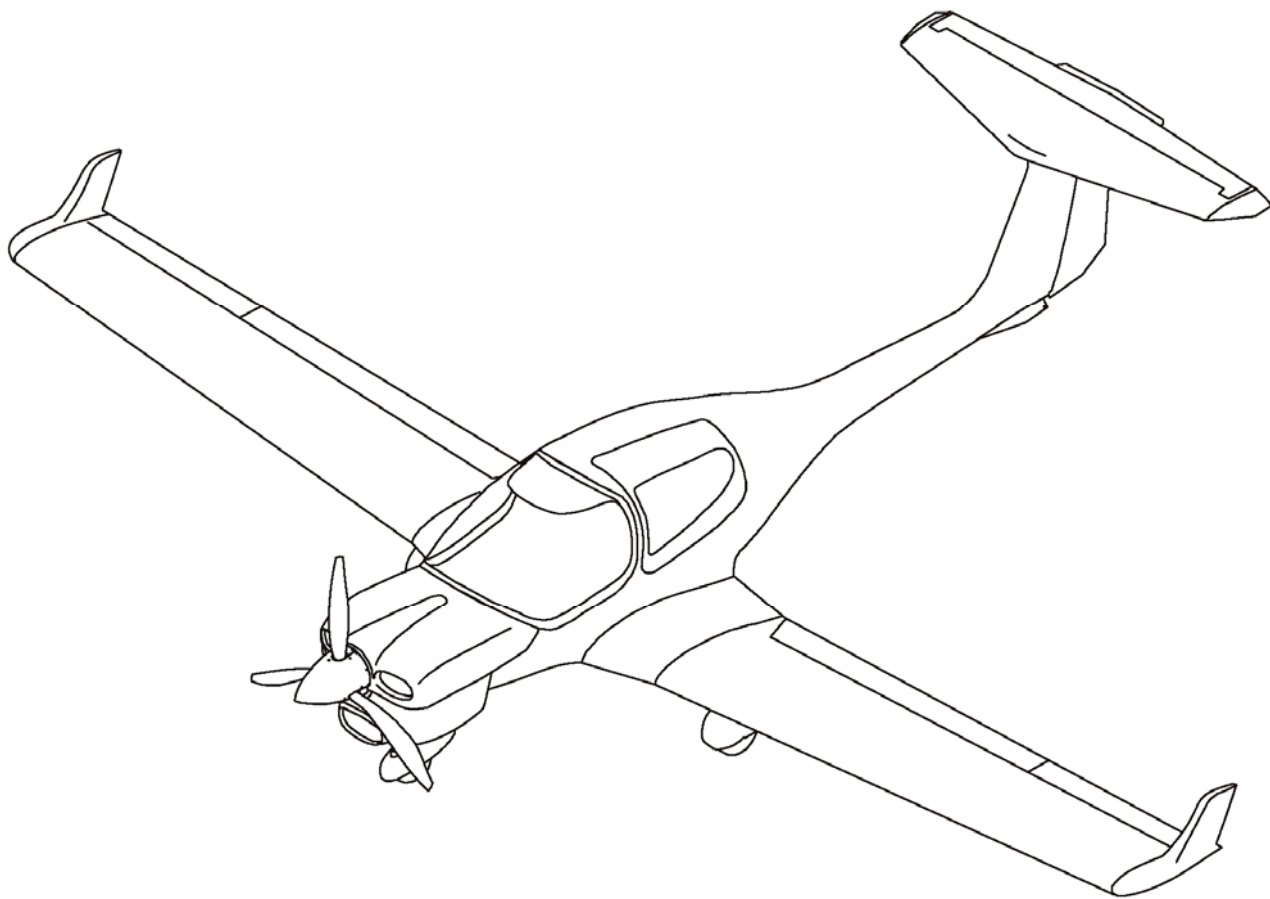


Рисунок 1. Самолет DA 40 NG

Фюзеляж представляет собой полумонокок и состоит из обшивки, шпангоутов и элементов жесткости, выполненных из армированной стекловолокном пластмассы (стеклопластика). Для повышения прочности и жесткости многие элементы изготавливаются из углепластиковых лент с однонаправленным расположением волокон. Фюзеляж состоит из левой и правой половин обшивки, а также средней части фюзеляжа. Средняя часть фюзеляжа образует нижнюю часть кабины. В средней части расположены главные шпангоуты, к которым присоединяются лонжероны каждого крыла. Киль состоит из двух половин обшивки, выполненных из стеклопластика, которые конструктивно входят в состав половин обшивки фюзеляжа.

Свободнонесущее крыло выполнено в виде полумонокока. Каждое крыло имеет два I-образных лонжерона со стенками из стеклопластика/жесткого пеноматериала (многослойная конструкция с наполнителем) и поясами, изготовленными из лент углепластика. Каждое крыло имеет верхнюю и нижнюю обшивку, которые изготовлены из углепластика и стеклопластика, имеют многослойную конструкцию с наполнителем из жесткого пеноматериала и соединены с лонжеронами. Нервюры и стенки из углепластика соединены с лонжеронами и обшивками и составляют единую конструкцию.

Крылья крепятся к центроплану. Лонжероны каждого крыла имеют удлиненные части для крепления крыльев. Каждое крыло четырьмя болтами крепится к главным шпангоутам фюзеляжа. В хвостовой части крыла установлены закрылки с электроприводом и типовые элероны.

Стабилизатор выполнен в виде полумонокока и имеет верхнюю и нижнюю обшивки, изготовленные из стеклопластика. Обшивки соединены с лонжеронами и нервюрами, которые также выполнены из стеклопластика. На задней кромке установлен обычный руль высоты с триммером. Фонарь выполнен цельным и имеет панорамное остекление большой площади, что обеспечивает хорошую круговую обзорность из кабины. Доступ на задние места осуществляется через застекленную заднюю пассажирскую дверь, расположенную с левой стороны самолета.

Защита наружной обшивки от ультрафиолетового излучения и влаги обеспечивается полиуретановой краской.

На каждой опоре неубирающегося трехопорного шасси установлен обтекатель. Стойки основных опор шасси крепятся к центроплану. Носовая опора шасси крепится к носовой части фюзеляжа. На каждом колесе основной опоры шасси с внутренней стороны установлен дисковый тормоз с гидравлическим приводом.

В системе управления самолетом используются обычные элероны, руль высоты (РВ) и руль направления (РН). Самолет DA 40 NG оснащен двумя ручками управления самолетом (РУС) и двумя педалями управления рулем направления, при помощи которых обеспечивается управление основными органами управления. Привод элеронов и руля высоты осуществляется через тяги управления. Привод руля направления осуществляется через тросы. Управление закрылками осуществляется при помощи электродвигателя. Механическое управление триммером руля высоты осуществляется при помощи колеса, приводящего в действие триммер через трос в боуденовской оболочке.

На самолете DA 40 NG установлен двигатель Austro Engine E4-A. Двигатель Austro Engine E4-A представляет собой рядный четырехцилиндровый четырехтактный двигатель с двумя верхними распределительными валами (DOHC), с жидкостным охлаждением, с четырьмя клапанами на цилиндр. Клапаны приводятся в действие толкателями. Двигатель оснащен системой непосредственного впрыска топлива с общей топливной рампой, турбокомпрессором и промежуточным охладителем. Привод воздушного винта осуществляется через встроенный редуктор, оснащенный демпфером крутильных колебаний. Для управления всеми элементами двигателя используется электронный блок управления двигателем (EECU).

В каждом крыле самолета установлен алюминиевый топливный бак. Каждый бак состоит из одной (стандартный бак) или двух (бак увеличенной емкости) камер. Баки установлены во внутренней части крыла между лонжеронами. На внешнем конце или близко к внешнему концу в топливных баках имеются заливные горловины. Баки соединены гибкими шлангами с краном переключения подачи топлива/перекрывным краном, расположенным под полом кабины. Подача топлива в двигатель осуществляется электрическим насосом. В баках установлены датчики количества топлива, сигнал от которых поступает на приборы индикации в кабине.

Самолет оснащен двумя источниками электропитания. При остановленном двигателе электропитание обеспечивается аккумуляторной батареей напряжением 24 В. При запуске двигателя электропитание обеспечивается генератором. Для управления всеми электроприборами используются выключатели и предохранители. Стартер двигателя запускается при помощи клавиши запуска, которая одновременно является выключателем ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования).

Самолет DA 40 NG оснащен всеми необходимыми пилотажными приборами, включая мембранно-анероидные приборы индикации высоты и воздушной скорости, а также электрические приборы индикации направления. Большая часть приборов отображаются на экране комплекса G1000, на главной приборной панели установлены лишь некоторые резервные приборы.

Самолет оснащен всеми обычными приборами контроля двигателя, за исключением указателя давления в коллекторе, вместо которого предусмотрен указатель нагрузки.

Самолет оснащен также средствами радиосвязи и навигационным оборудованием.

3. Сведения об оборудовании

В следующей таблице указаны названия и адреса изготовителей систем и (или) оборудования самолета DA 40 NG. Эта информация может оказаться полезной при необходимости получения дополнительной информации о какой-либо системе и (или) оборудовании.

Раздел АТА	Оборудование/Система	Адрес
22, 23, 31, 34	Комплекс Garmin G1000 и автопилот GFC 700:	Garmin International Inc. 1200 E. 151 st Street Olathe, KS 66062 USA (США) Тел.: (913) 397-8200 Факс: (913) 397-8282 Интернет: www.garmin.com
	Вентиляторы охлаждения комплексной пилотажно-навигационной системы:	SANDIA aerospace 3700 Osuna Road NE, Suite 711 Albuquerque, NM 87109 USA (США) Тел.: (505) 341-2930 Факс: (505) 341-2927 Интернет: www.sandiaaerospace.com
24	Аккумуляторная батарея:	Concorde Battery Corp. 2009 San Bernardino Road West Covina, California 91790 USA (США) Тел.: (626) 813-1234 Интернет: www.concordebattery.com
25	Аварийный приводной передатчик (ELT):	Artex Aircraft Supplies 14405 Keil Road NE Aurora, Oregon 97002 USA (США) Тел.: (503) 678-7929 Факс: (503) 678-7930 Интернет: www.artex.net

Раздел ATA	Оборудование/система	Адрес
Примечание Указатель воздушной скорости должен иметь обозначения, указанные в разделе 2 Руководства по летной эксплуатации (док. № 6.01.15-E (последняя редакция)).		
31	Резервный указатель воздушной скорости, резервный высотомер:	United Instruments Inc. 3625 Comotara Avenue Wichita, Kansas 67226 USA (США) Тел.: (316) 636-9203 Факс: (316) 636-9243 Интернет: www.unitedinstrumentsinc.com
31	Резервный указатель пространственного положения:	Mid-Continent Instrument Co., Inc. 7706 E, Osie, Wichita, Kansas 67207 USA (США) Тел.: (316) 683-5619 Факс: (316) 683-1861 Интернет: www.mcico.com
32	Колеса и тормоза основных опор шасси: Cleveland:	Parker Hannifin Corporation Aircraft Wheel and Brake Division P.O. Box 158 Avon, Ohio 44011 USA (США) Тел.: (216) 934-5221
33	Аэронавигационно-проблесковые огни:	Whelen Engineering Company, Inc. Route 145, Winthrop Rd. Chester, CT 06412-0684 USA (США) Тел.: (860) 526-9504 Факс: (860) 526-2009 Интернет: www.whelen.com

Раздел ATA	Оборудование/Система	Адрес
61	Воздушный винт:	MT-Propeller Entwicklung GmbH Flugplatzstr. 1 D-94348 Atting Germany (Германия) Тел.: +49 (9429) 94090 Факс: +49 (9429) 8432 Интернет: www.mt-propeller.de MT-Propeller USA, Inc. 1180 Airport Terminal Drive DeLand, FL 32724 Тел.: (386) 736- 7762 Факс: (386) 736-7696 Эл. почта: mtprop@bellsouth.net
72	Двигатель Austro Engines E4-A:	Austro Engine GmbH Rudolf Diesel-Str. 11 A-2700 Wiener Neustadt Austria (Австрия) Тел.: +43 (2622) 23 000 Факс: +43 (2622) 23 000 - 2711 Интернет: www.austroengine.at

4. Нанесение, изменение и удаление идентификационных данных

Запрещается удаление и изменение идентификационных данных любого самолета, двигателя, воздушного винта, лопастей и втулки воздушного винта, а также нанесение таких данных без разрешения компетентного национального Органа контроля летной годности.

При необходимости отклонения от данного требования любому лицу, выполняющему работу по техническому обслуживанию, после консультации с соответствующим компетентным национальным Органом контроля летной годности разрешается следующее:

- Демонтаж и установка идентификационной таблички на любом самолете, двигателе, воздушном винте, лопасти или втулке воздушного винта, а также изменение данных на такой табличке.
- Демонтаж идентификационной таблички при необходимости проведения технического обслуживания.
- Запрещается установка идентификационной таблички, демонтированной в соответствии с вышеперечисленными пунктами, на любом самолете, двигателе, воздушном винте, лопасти или втулке воздушного винта, за исключением того (той), на котором (которой) она была установлена.

Страница намеренно оставлена пустой

РАЗДЕЛ 04

ОГРАНИЧЕНИЯ ЛЕТНОЙ ГОДНОСТИ

Страница намеренно оставлена пустой

СОДЕРЖАНИЕ

РАЗДЕЛ 04

ОГРАНИЧЕНИЯ ЛЕТНОЙ ГОДНОСТИ

1.	Ограничения летной годности	3
2.	Сохранение летной годности	7

Страница намеренно оставлена пустой

РАЗДЕЛ 04
ОГРАНИЧЕНИЯ ЛЕТНОЙ ГОДНОСТИ

ДАННЫЙ РАЗДЕЛ «ОГРАНИЧЕНИЯ ЛЕТНОЙ ГОДНОСТИ» УТВЕРЖДЕН ЕВРОПЕЙСКИМ АГЕНТСТВОМ АВИАЦИОННОЙ БЕЗОПАСНОСТИ (EASA) В СООТВЕТСТВИИ С ДЕЙСТВУЮЩИМИ ПРОЦЕДУРАМИ СЕРТИФИКАЦИИ И ТРЕБОВАНИЯМИ К СЕРТИФИКАЦИИ ТИПА. В РАЗДЕЛЕ ПРИВОДИТСЯ ИНФОРМАЦИЯ ОБ ОГРАНИЧЕНИЯХ ЛЕТНОЙ ГОДНОСТИ, НЕОБХОДИМАЯ В СООТВЕТСТВИИ С ПРАВИЛАМИ JAR 23.

НАСТОЯЩИЙ РАЗДЕЛ 04 РУКОВОДСТВА ПО ТЕХНИЧЕСКОМУ ОБСЛУЖИВАНИЮ САМОЛЕТА («ОГРАНИЧЕНИЯ ЛЕТНОЙ ГОДНОСТИ») УТВЕРЖДЕН EASA (№ УТВЕРЖДЕНИЯ 10025781).

Страница намеренно оставлена пустой

1. Ограничения летной годности

Настоящий раздел прошел необходимые утверждения. В разделе приводится информация об обязательных ограничениях, установленных изготовителе самолета.

Ограничения, приведенные в настоящем разделе, обязательны для выполнения персоналом.

А. Требования к сертификационному обслуживанию

(1) Проверки элементов и систем

Проверки элементов и систем, перечисленные в данном пункте, включены также в состав раздела 05-10.

В следующей таблице приводится перечень элементов и систем самолета, подлежащих контролю в ходе регламентного технического обслуживания.

Если интервал указан как по полетному времени, так и по количеству календарных лет, применяется срок, который наступит первым.

Сокращение «ПВП» в столбце «Вид полетов» означает, что интервал действует для дневных полетов по ПВП, ночных полетов по ПВП и ППП. Сокращение «НПВП» в столбце «Вид полетов» означает, что интервал действует для ночных полетов по ПВП и ППП. Сокращение «ППП» в столбце «Вид полетов» означает, что интервал действует для ППП.

Раздел АТА	Элемент	Требования к техническому обслуживанию	Периодичность		Вид полетов
			час	лет	
24	Шина основных потребителей.	Проверить работу (см. подраздел 24-60).	1000 ± 50		НПВП
51	Система металлизации и система снятия электростатического заряда.	Измерить сопротивление цепей (см. подраздел 51-80).	1000 ± 50		НПВП
72	Двигатель Е4-А.	См. перечень обязательных работ по техническому обслуживанию (раздел «Ограничения летной годности») в Руководстве по техническому обслуживанию двигателя АЕ Е4.08.04 (последняя редакция).	См. Руководство по техническому обслуживанию двигателя АЕ Е4.08.04 (последняя редакция).		ПВП

(2) Проверка элементов конструкции

При проектировании самолета DA 40 NG в основу был заложен принцип сохранения работоспособности при повреждениях элементов конструкции.

Весь объем необходимых проверок элементов конструкции ограничивается проверками, перечисленными в разделе 05.

Ресурс для элементов конструкции не установлен.

В. Требования к замене деталей

Требования к замене деталей, перечисленные в данном пункте, включены также в состав раздела 05-10.

В следующей таблице приводится информация об элементах самолета с ограниченным ресурсом, которые подлежат замене с установленным интервалом.

Если интервал указан как по полетному времени, так и по количеству календарных лет, применяется срок, который наступит первым.

Сокращение «ПВП» в столбце «Вид полетов» означает, что интервал действует для дневных полетов по ПВП, ночных полетов по ПВП и ППП. Сокращение «НПВП» в столбце «Вид полетов» означает, что интервал действует для ночных полетов по ПВП и ППП. Сокращение «ППП» в столбце «Вид полетов» означает, что интервал действует для ППП.

Примечание: В следующей таблице приводится информация об элементах самолета с ограниченным ресурсом. Информацию о рекомендованных интервалах обслуживания и замены другого оборудования см. в разделе 5 настоящего Руководства по техническому обслуживанию.

Раздел ATA	Элемент	Периодичность замены		Вид полетов
		час	лет	
24	Резервная батарея.	2 года или по достижении даты, указанной на корпусе батареи, или после использования (в зависимости от того, что наступит раньше).		ППП
24	Резервная аккумуляторная батарея блоков управления двигателем.		1 ± 30 дней	ПВП
27	Тросы руля направления диаметром 3,2 мм (1/8 дюйма).	3000 ± 50	5 ± 60 дней	ПВП
61	MT-Propeller. Перечень обязательных работ по замене деталей см. в документе «Воздушный винт MT-Propeller. Руководство по установке и эксплуатации» ATA 61-01-24 (последняя редакция).	См. документ «Воздушный винт mt-Propeller. Руководство по установке и эксплуатации» (раздел «Ограничения летной годности») ATA 61-01-24 (последняя редакция).		ПВП
72	Двигатель E4-A.	См. документ «Руководство по техническому обслуживанию двигателя AE» (раздел «Ограничения летной годности») E4.08.04 (последняя редакция).		ПВП

С. Цвет планера

Самолет DA 40 NG окрашивать белой краской, как описано в разделе 51 настоящего руководства. Это позволит предотвратить чрезмерный нагрев элементов конструкции самолета. Некоторые из разрешенных оттенков:

- RAL 9016
- Mercedes DB 147
- BMW 218
- Volvo XG28
- Volvo BC76
- Saab 5AC6
- Alfa Romeo 230

Перед окраской самолета DA 40 NG краской другого оттенка (отличного от вышеперечисленных оттенков) необходимо проконсультироваться с изготовителем.

Применение краски другого цвета допускается только при окраске определенных участков, перечисленных в разделе 51 настоящего руководства (например, при нанесении регистрационных надписей, трафаретов и предупредительных обозначений).

D. Ремонт

Работы по ремонту, не указанные в разделе 51 настоящего руководства, могут проводиться только в соответствии со схемой ремонта, утвержденной изготовителем или компетентным национальным Органом контроля летной годности.

2. Сохранение летной годности

Для сохранения летной годности самолета DA 40 NG должен проводиться его регулярный осмотр с заменой и капитальным ремонтом определенных элементов.

При отсутствии иной программы контроля, согласованной с компетентным национальным Органом контроля летной годности, для сохранения летной годности самолета DA 40 NG необходимо соблюдать ресурсы деталей, указанные в разделе 04.

Изготовитель рекомендует руководствоваться информацией о ресурсах и технологическими картами технического обслуживания, приведенными в разделе 05. Необходимо также соблюдать национальные требования к техническому обслуживанию.

Страница намеренно оставлена пустой

РАЗДЕЛ 05

СРОКИ И СОДЕРЖАНИЕ ТЕХНИЧЕСКОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ

Страница намеренно оставлена пустой

СОДЕРЖАНИЕ

РАЗДЕЛ 05

СРОКИ И СОДЕРЖАНИЕ ТЕХНИЧЕСКОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ

1.	Общие сведения	1
2.	Структура раздела	1
3.	Термины	3

Подраздел 05-10

Сроки технического обслуживания

1.	Общие сведения	1
2.	Регулирующие органы	1
3.	Сроки проведения регламентного технического обслуживания	1
4.	Сроки обслуживания элементов	3
5.	Контроль ресурсов элементов	8

Подраздел 05-20

Регламентное техническое обслуживание

1.	Общие сведения	1
2.	Структура технологической карты технического обслуживания	1
3.	Основной технический осмотр планера самолета	3

Подраздел 05-21

Аэродромные проверки

1.	Общие сведения	1
2.	Аэродромные проверки	1
3.	Послеполетная проверка	1

Подраздел 05-25

Технологическая карта и протокол осмотра дренажных отверстий

1.	Общие сведения	1
2.	Технологическая карта осмотра дренажных отверстий.....	1

Подраздел 05-28

Технологическая карта технического обслуживания DA 40 NG

Подраздел 05-28-00

Технологическая карта технического обслуживания двигателя

1.	Общие сведения	1
2.	Подготовка	2
3.	Наземные испытания двигателя.....	3
4.	Технологическая карта технического обслуживания двигателя	4
5.	Воздушный винт	12

Подраздел 05-28-50

Технологическая карта технического обслуживания планера

1.	Носовая часть фюзеляжа.....	1
2.	Кабина	7
3.	Средняя часть фюзеляжа (внутренние элементы)	12
4.	Хвостовая часть фюзеляжа	15
5.	Хвостовое оперение	17
6.	Крылья	21
7.	Общие сведения	26

Подраздел 05-28-90

Протокол технического обслуживания

1. Протокол технического обслуживания 1

Подраздел 05-28-91

Протокол наземных испытаний двигателя

1. Протокол наземных испытаний двигателя 1

Подраздел 05-28-92

Протокол контрольного облета

1. Протокол контрольного облета 1

Подраздел 05-28-93

Протокол дефектации планера (заполняется по результатам основного технического осмотра планера самолета)

1. Общие сведения 1

Подраздел 05-50

Внеплановое техническое обслуживание

1. Общие сведения 1
2. Проверка после жесткой посадки 1
3. Удар воздушным винтом 5
4. Пожар двигателя 6
5. Удар молнии 8
6. Перегрев 14
7. Высокий расход масла 14
8. Падение давления масла 14
9. Невозможно запустить двигатель 14

Страница намеренно оставлена пустой

РАЗДЕЛ 05

СРОКИ И СОДЕРЖАНИЕ ТЕХНИЧЕСКОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ

1. Общие сведения

В данном разделе описываются сроки и содержание технического обслуживания самолета DA 40 NG. При проведении работ по техническому обслуживанию и осмотру пользоваться информацией, приведенной в разделах 04-00 и 05-00.

Сроки технического обслуживания, указанные в данном разделе, рекомендованы изготовителем самолета. Регламентное техническое обслуживание необходимо проводить в указанные сроки, поскольку эти работы являются минимально необходимыми для содержания самолета в исправном техническом состоянии.

Приведенные в настоящем документе требования к техническому обслуживанию не отменяют требований Органов контроля летной годности страны регистрации самолета. Необходимо выполнять все требования Директив летной годности, Эксплуатационных бюллетеней и всех прочих документов, издаваемых Органами контроля летной годности.

Изготовитель самолета оставляет за собой право изменять сроки технического обслуживания. В случае изменения изготовитель самолета опубликует содержание изменения в виде редакции настоящего Руководства по техническому обслуживанию самолета.

Сроки и содержание технического обслуживания приняты для умеренного климата и взлетно-посадочных полос с искусственным покрытием. При эксплуатации самолета в сложных условиях (высокие и низкие температуры, повышенная соленость воздуха, высокое содержание песка в воздухе, эксплуатация на ВПП с травяным покрытием и т.п.) может потребоваться внесение изменений в требования к техническому обслуживанию, приведенные в настоящем разделе. Интервалы между регламентными работами по ТО можно сократить, если этого требуют условия эксплуатации самолета. Запрещается превышать интервалы между регламентными работами по ТО без разрешения Органов контроля летной годности.

2. Структура раздела

A. Подраздел 05-10

В подразделе 05-10 приводится информация о рекомендованных сроках технического обслуживания, а также рекомендованном межремонтном ресурсе элементов. Сроки проведения работ по техническому обслуживанию см. в подразделе 05-10.

B. Подраздел 05-20

В подразделе 05-20 приводится информация о структуре технологической карты технического обслуживания.

C. Подраздел 05-21

В подразделе 05-21 приводится информация об аэродромных проверках.

D. Подраздел 05-25

В подразделе 05-25 приводится технологическая карта осмотра дренажных отверстий.

Е. Подраздел 05-28

В подразделе 05-28 приводится технологическая карта технического обслуживания самолета DA 40 NG. Этот подраздел состоит из нескольких подразделов, в которых приводятся технологические карты технического обслуживания двигателя и планера, а также формы соответствующих протоколов.

(1) Подраздел 05-28-00

Технологическая карта технического обслуживания двигателя самолета DA 40 NG:

- График технического обслуживания двигателя (работы через каждые 50, 100, 200 и 1000 часов).
- Сведения о годовом осмотре двигателя (при необходимости) для выполнения соответствующих требований национальных правил.

(2) Подраздел 05-28-50

Технологическая карта технического обслуживания планера самолета DA 40 NG:

- График технического обслуживания (работы через каждые 50, 100, 200 и 1000 часов) и основного технического осмотра планера самолета.
- Сведения о годовом осмотре планера (при необходимости) для выполнения соответствующих требований национальных правил.

(3) Подраздел 05-28-90

Протокол технического обслуживания самолета DA 40 NG.

(4) Подраздел 05-28-91

Протокол наземных испытаний двигателя самолета DA 40 NG.

(5) Подраздел 05-28-92

Протокол контрольного облета самолета DA 40 NG.

(6) Подраздел 05-28-93

Протокол дефектации планера по результатам Основного технического осмотра планера самолета (MSI).

Ф. Подраздел 05-50

В подразделе 05-50 приводится информация о внеплановом техническом обслуживании. Внеплановое ТО проводить после жесткой посадки, в случае повреждения воздушного винта, пожара двигателя и разряда молнии.

3. Термины

В настоящем Руководстве по техническому обслуживанию используются следующие термины:

- Отрегулировать. Привести в заданное положение или состояние. Например, отрегулировать до получения зазора 1 мм.
- Проверка. Термин, обозначающий группу работ по техническому обслуживанию. Например, проверка через 100 часов.
- Осмотреть. Внимательно визуально обследовать элемент. Сюда входят следующие действия:
- Убедиться, что элемент:
 - В полном сборе.
 - Правильно прикреплен.
 - Не имеет деталей с ослабленным креплением.
 - Не имеет признаков утечки.
 - Не имеет трещин и повреждений.
 - Не изношен.
 - Убедиться, что:
 - Защитное покрытие поверхности не имеет повреждений.
 - Все стопорные устройства установлены правильно.
 - Убедиться, что такие элементы, как трубы и тросы:
 - Находятся в хорошем техническом состоянии (визуально).
 - Не трутся о другие элементы.
 - Для журналов и других технических записей:
 - Проверить наличие неустраненных неисправностей.
 - Убедиться, что информация в журнале соответствует фактическому положению на момент проверки и журнал ведется правильно.
- Контроль. Процедура сравнения объекта с требованиями стандарта или технических условий.
- Измерить. Определить размеры, объем или количество чего-либо.
- Следить. Проверять объект с определенной периодичностью. Например, следить за указателем оборотов двигателя.
- Запись/записывать. (1) Запись. Термин, обозначающий документирование выполненной работы. Например, сделать запись о результате испытания в формуляре двигателя.
(2) Записывать. Делать запись. Например, записать результат испытания в Журнал технического обслуживания самолета.
- Заменить. Демонтировать неисправный элемент и установить вместо него исправный элемент.
- Установить. Привести оборудование в заданное состояние или режим. Например, установить высотомер на давление 1013 мбар (= 1013 гПа).

Задача. Предписанная работа или процедура. Например, каждый этап задачи обозначен буквой.

Испытание. Действие, подразумевающее включение или осмотр элемента с целью убедиться, что этот элемент отвечает установленным требованиям. Например, «отсоединить системы, которые не требуются для проведения испытания». Или «провести испытания двигателя».

Подраздел 05-10

Сроки технического обслуживания

1. Общие сведения

Для всех работ регламентного технического обслуживания установлены определенные сроки. Необходимо строго соблюдать сроки проведения регламентного технического обслуживания.

Некоторые элементы, установленные на самолете, имеют фиксированный межремонтный ресурс (ТВО) (например, двигатель).

2. Регулирующие органы

Рекомендованные сроки проведения технического обслуживания, указанные в настоящем разделе, установлены в соответствии с требованиями процесса сертификации.

Примечание: Национальными регулирующими органами могут устанавливаться другие требования. Ответственность за выполнение требований Регулирующего органа страны регистрации самолета несет пользователь руководства.

3. Сроки проведения регламентного технического обслуживания

(См. подразделы с 05-20 по 05-28).

Установлены следующие рекомендованные сроки проведения регламентного технического обслуживания (в летных часах и календарных годах), необходимого для поддержания самолета в исправном техническом состоянии. Сроки проведения регламентного технического обслуживания с допустимыми отклонениями приведены ниже.

Регламентное техническое обслуживание (по часам)	Сроки	Пределы
Проверка через 50 часов	Через 50 часов с момента ввода в эксплуатацию и затем регулярно с интервалом 50 часов.	± 10 %
Проверка через 100 часов	Через 100 часов с момента ввода в эксплуатацию и затем регулярно с интервалом 100 часов.	± 10 %
Проверка через 200 часов	Через 200 часов с момента ввода в эксплуатацию и затем регулярно с интервалом 200 часов.	± 5 %
Проверка через 1000 часов	Через 1000 часов с момента ввода в эксплуатацию и затем регулярно с интервалом 1000 часов или 12 лет (в зависимости от того, что наступит раньше).	± 5 %
Первый основной технический осмотр планера самолета (MSI)	Через 6000 часов или 12 лет с момента ввода в эксплуатацию (в зависимости от того, что наступит раньше).	± 50 часов ± 6 месяцев
Последующие основные технические осмотры планера самолета	Регулярно с интервалом 4000 часов или 12 лет (в зависимости от того, что наступит раньше).	± 50 часов ± 6 месяцев

Необходимо строго соблюдать указанную периодичность проверок. Суммирование интервалов не допускается. Например: если проверка через 100 часов была проведена через 110 часов, следующая проверка должна проводиться через 200 ± 10 часов с начала отсчета, а не через 210 ± 10 часов.

При проведении проверки ранее указанного времени отсчет интервалов проведения всех последующих проверок начинается с момента проведения этой проверки. Например: если проверка через 100 часов была проведена через 83 часа, следующая проверка должна проводиться через 183 часа с начала отсчета.

Если общий налет самолета за последние 12 месяцев составил менее 200 часов:

Регламентное техническое обслуживание (по календарному времени)	Сроки	Пределы
Годовой осмотр (для самолетов, зарегистрированных в США).	Через 12 месяцев с момента ввода в эксплуатацию и затем регулярно с интервалом 12 месяцев проводить проверку через 100 часов.	
Годовой осмотр (для самолетов, зарегистрированных в других странах).	Провести через 12 месяцев с момента ввода в эксплуатацию и далее регулярно с интервалом 12 месяцев проводить проверку через 200 часов, если эта проверка не проводилась в течение последних 12 месяцев из-за недостаточного времени налета.	30 дней

4. Сроки обслуживания элементов

А. Требования к техническому обслуживанию

В следующей таблице приводится перечень элементов и систем самолета, требующих регулярного капитального ремонта или дополнительного обслуживания.

Если интервал указан как по полетному времени, так и по количеству календарных лет, применяется срок, который наступит первым.

Информация о техническом обслуживании элементов двигателя см. в Руководстве по эксплуатации и техническому обслуживанию (в последней утвержденной редакции) и документации по обслуживанию, издаваемой Austro Engines (например, Эксплуатационные бюллетени, Инструкции по обслуживанию и т.п.).

Сокращение «ПВП» в столбце «Вид полетов» означает, что интервал действует для дневных полетов по ПВП, ночных полетов по ПВП и ППП. Сокращение «НПВП» в столбце «Вид полетов» означает, что интервал действует для ночных полетов по ПВП и ППП. Сокращение «ППП» в столбце «Вид полетов» означает, что интервал действует для ППП.

Примечание: Для элементов, помеченных звездочкой (*), установлены ограничения летной годности. Перечень элементов, для которых установлены ограничения летной годности, приведен в разделах 4 и 5 Руководства по техническому обслуживанию.

Раздел АТА	Элемент	Требования к техническому обслуживанию	Периодичность		Вид полетов
			час	лет	
22	Система автопилота.	Механическая проверка (см. подраздел 22-10).	500 ± 25		ПВП
24	Шина основных потребителей.*	Проверить работу (см. подраздел 24-60).	1000 ± 50		НПВП
26	Огнетушитель	Капитальный ремонт.		10 ± 60 дней	ПВП
28	Электрический насос перекачки топлива Dukes.	Капитальный ремонт (дата указана на насосе).	по сост.	10 ± 60 дней	ПВП
			2000 ± 50	10 ± 60 дней	НПВП
34	Система измерения воздушного давления.	Очистить систему, провести испытание на герметичность (см. подраздел 34-10).	1000 ± 50	2	НПВП
34	Указатели воздушной скорости, включая указатель воздушной скорости в составе комплекса G1000.	Проверка правильности показаний.	2000 ± 50	4 ± 60 дней	ППП

Раздел ATA	Элемент	Требования к техническому обслуживанию	Периодичность		Вид полетов
			час	лет	
34	Вариометр.	Проверка правильности показаний.	2000 ± 50	4 ± 60 дней	ППП
34	Высотомер(ы), включая высотомер в составе комплекса G1000.	Проверка правильности показаний.	1000 ± 50	2 ± 30 дней	ПВП
34	Компас магнитный.	Компенсация магнитной девиации.		1 ± 30 дней	ППП
34	GRS 77 (входит в состав комплекса G1000).	Компенсация магнитной девиации.		5 ± 60 дней	ППП
34	Ответчик (в составе комплекса G1000) и автономный шифратор высоты (аналого-цифровой преобразователь сигнала высоты).	Проверка системы (см. Руководство по обслуживанию системы G1000 190-00907- 00 (последняя редакция)).	1000 ± 50	2 ± 30 дней	ППП
51	Система металлизации и система снятия электростатического заряда.*	Измерить сопротивление цепей (см. подраздел 51-80).	1000 ± 50		НПВП
61	Воздушный винт mt- Propeller MTV-6-R/190-69.*	Капитальный ремонт. См. Эксплуатационный бюллетень mt- Propeller № 1 (последняя редакция). Перечень обязательных работ по техническому обслуживанию и замене деталей см. в документе «Воздушный винт mt-Propeller. Руководство по установке и эксплуатации» ATA 61-01-24 (последняя редакция).	См. Эксплуатационный бюллетень mt-Propeller № 1 (последняя редакция). См. документ ATA 61-01-24 (последняя редакция).		ПВП
61	Регулятор оборотов воздушного винта mt- Propeller P-853-16.	Капитальный ремонт. См. Эксплуатационный бюллетень mt- Propeller № 1 (последняя редакция). Перечень обязательных работ по техническому обслуживанию и замене деталей см. в документе «Воздушный винт mt-Propeller. Руководство по установке и эксплуатации» ATA 61-01-24 (последняя редакция).	См. Эксплуатационный бюллетень mt-Propeller № 1 (последняя редакция). См. документ ATA 61-01-24 (последняя редакция).		ПВП

Раздел ATA	Элемент	Требования к техническому обслуживанию	Периодичность		Вид полетов
			час	лет	
72	Двигатель E4-A.*	Демонтировать двигатель. Упаковка и транспортирование в соответствии с Руководством по техническому обслуживанию двигателя AE (последняя редакция).	1000 ± 50		ПВП
76	Система электронного управления двигателем с полной ответственностью (FADEC).	Техническое обслуживание (проводится изготовителем двигателя).		5 ± 60 дней	ПВП

В. Элементы самолета с ограниченным ресурсом

В следующей таблице приводится информация об элементах самолета с ограниченным ресурсом, которые подлежат замене с установленным интервалом. Если интервал указан как по полетному времени, так и по количеству календарных лет, применяется срок, который наступит первым.

Информация о техническом обслуживании элементов двигателя см. в Руководстве по эксплуатации и техническому обслуживанию (в последней утвержденной редакции) и документации по обслуживанию, издаваемой Austro Engines (например, Эксплуатационные бюллетени, Инструкции по обслуживанию и т.п.).

Сокращение «ПВП» в столбце «Вид полетов» означает, что интервал действует для дневных полетов по ПВП, ночных полетов по ПВП и ППП. Сокращение «НПВП» в столбце «Вид полетов» означает, что интервал действует для ночных полетов по ПВП и ППП. Сокращение «ППП» в столбце «Вид полетов» означает, что интервал действует для ППП.

Примечание: Для элементов, помеченных звездочкой (*), установлены ограничения летной годности. Перечень элементов, для которых установлены ограничения летной годности, приведен в разделах 4 и 5 Руководства по техническому обслуживанию.

Раздел АТА	Элемент	Периодичность		Вид полетов
		час	лет	
24	Резервная батарея.*	2 года или по достижении даты, указанной на корпусе батареи, или после использования (в зависимости от того, что наступит раньше).		ППП
24	Резервная аккумуляторная батарея блоков управления двигателем.*		1 ± 30 дней	ПВП
25	Привязные ремни передние и задние.		12 ± 90 дней	ПВП
25	Аккумуляторная батарея аварийного приводного передатчика.	По истечении 1 ч общего времени работы, после использования в экстренной ситуации, после случайного включения передатчика и его работы в течение неустановленного времени, или по достижении даты, указанной на аварийном приводном передатчике.		ПВП
25	Комплект первой помощи. Заменить асептические материалы.	По достижении даты, указанной на комплекте.		ПВП
27	Тросы руля направления диаметром 3,2 мм (1/8 дюйма).*	3000 ± 50	5 ± 60 дней	ПВП
28	Электрические топливные насосы (2 шт.).	2000 часов или после отказа одного топливного насоса.		ПВП
28	Клапан перепуска топлива.	1000 ± 50		ПВП

Раздел ATA	Элемент	Периодичность		Вид полетов
		час	лет	
28	Продувочные шланги топливных баков.		8 ± 60 дней	ППП
28	Элемент топливного фильтра.	100 ± 10	1 ± 30 дней	ПВП
28	Топливные шланги между отдельными камерами топливных баков и топливные шланги, соединяющие камеры топливных баков с заливными горловинами.		8 ± 60 дней	ПВП
28	Прочие топливные шланги за пределами двигательного отсека.	2000 ± 50	12 ± 90 дней	
32	Тормозная жидкость, жидкость 4.		3 ± 60 дней	ПВП
71	Амортизаторы двигателя (с болтами, шайбами и контргайками).	1000 ± 50		ПВП
71	Воздушный фильтр.	200 ± 10		ПВП
71	Генератор.	300 ± 15		ПВП
72	Двигатель E4-A.*	1000 ± 50		ПВП
72	Редуктор.	1000 ± 50		ПВП
72	Поликлиновой ремень.	600 ± 30		ПВП
72	Двухмассовый маховик.	300 ± 15		ПВП
73	Топливные шланги в двигательном отсеке.		5 ± 60 дней	ПВП
73	Топливный насос высокого давления.	300 ± 15		ПВП
75	Охлаждающая жидкость.	500 ± 25	2 ± 30 дней	ПВП
79	Масляный фильтр.	50 ± 5	1 ± 30 дней	ПВП
79	Масло двигателя.	50 ± 5	1 ± 30 дней	ПВП
79	Масло редуктора.	300 ± 15	1 ± 30 дней	ПВП

5. Контроль ресурсов элементов

Чтобы обеспечить своевременный капитальный ремонт (замену) элементов, в Журнал технического обслуживания самолета вносится следующая информация о каждом элементе, требующем капитального ремонта (замены):

- Серийный номер.
- Количество часов налета при установке и дата установки.
- Количество часов налета при демонтаже и дата демонтажа.

Подраздел 05-20

Регламентное техническое обслуживание

1. Общие сведения

Работы по регламентному техническому обслуживанию, перечисленные в настоящем подразделе, проводятся с интервалом (по часам налета и календарному времени), указанным в подразделе 05-10, пункт 3.

Примечание: К выполнению данных работ допускаются только лица или организации по техническому обслуживанию, имеющие соответствующий допуск в соответствии с требованиями национальных регулирующих органов страны регистрации самолета. Обычно техническое обслуживание каждого элемента выполняется в объеме общего визуального осмотра, если не указано иное.

Примечание: К выполнению работ по техническому обслуживанию и контролю двигателя АЕ допускаются только организации по техническому обслуживанию, уполномоченные компанией АЕ. Обо всех неисправностях двигателя необходимо сообщать в компанию АЕ.

2. Структура технологической карты технического обслуживания

Регламентное техническое обслуживание проводить в соответствии с технологической картой технического обслуживания, приведенной в настоящем подразделе. Перед проведением проверки выполнить требования пп. 2 и 3 технологической карты. Параллельно провести осмотр дренажных отверстий в соответствии с технологической картой и протоколом осмотра дренажных отверстий.

Выполнить все соответствующие задачи, перечисленные в технологических картах.

Примечание: При техническом обслуживании самолетов выполнить пункты технологической карты технического обслуживания, имеющие пометку «Х».

Примечание: В графах интервалов «50», «100», «200» и «1000» отмечаются работы по техническому обслуживанию, которые должны выполняться с интервалом 50, 100, 200 или 1000 часов налета. В графе «Время» отмечаются работы по техническому обслуживанию, которые должны проводиться с установленным временным интервалом по календарному времени или во время основного технического осмотра планера самолета (MSI).

Примечание: Если интервал указан как по полетному времени, так и по количеству календарных лет, применяется срок, который наступит первым.

Примечание: Интервалы проведения некоторых работ по ТО отличаются от стандартных интервалов (50, 100, 200 или 1000 ч). В таких случаях продолжительность интервала технического обслуживания указывается в графе ближайшего меньшего интервала вместо знака «Х». Например, если работа по техническому обслуживанию должна проводиться каждые 400 ч, в графе «200 ч» указывается «400 ч».

Выполнение всех необходимых работ заверяется подписью уполномоченного технического персонала. После выполнения каждой проверки сделать соответствующую запись в формуляре самолета. Заполнить экземпляры Протокола технического обслуживания (см. подраздел 05-28-90).

Технологическая карта технического обслуживания делится на следующие разделы:

A. Подраздел 05-28-00. Двигательный отсек:

Все элементы спереди от противопожарной перегородки, включая капоты и воздушный винт.

B. Подраздел 05-28-50. Планер:

(1) Носовая часть фюзеляжа

Все элементы на наружной поверхности носовой части фюзеляжа от противопожарной перегородки до хвостовой кромки крыла, включая носовую опору шасси, основные опоры шасси, фонарь и заднюю дверь.

(2) Кабина

Все элементы, расположенные внутри обшивки фюзеляжа, от задней поверхности противопожарной перегородки до задней поверхности заднего главного шпангоута, включая внутренние детали и узлы тормозной системы.

(3) Средняя часть фюзеляжа (внутренние элементы)

Все элементы, расположенные внутри обшивки фюзеляжа под задними сиденьями, от задней поверхности заднего главного шпангоута до багажного отсека, включая элементы систем управления на заднем главном шпангоуте и в багажном отсеке.

(4) Хвостовая часть фюзеляжа

Все элементы на наружной поверхности фюзеляжа от хвостовой кромки крыла до передней кромки киля.

(5) Хвостовое оперение

Все элементы фюзеляжа сзади от хвостовой части фюзеляжа; киль и стабилизатор.

(6) Крылья

Все элементы, расположенные на левом и правом крыльях, включая элероны, закрылки и приемник полного давления.

(7) Общее

Работы, относящиеся одновременно к нескольким зонам, включая такие работы по ТО, для проведения которых требуется присутствие одного человека в кабине и второго человека рядом с рулевой поверхностью.

3. Основной технический осмотр планера самолета

Основной технический осмотр планера самолета (MSI) является важным условием неограниченного продления ресурса самолета DA 40 NG и проводится с целью обеспечить прочность и надежность конструкции планера самолета. Осмотр должен проводиться с периодичностью, указанной в подразделе 05-20.

Поскольку основной технический осмотр планера самолета рекомендуется проводить одновременно с техническим обслуживанием через каждые 1000 часов, работы, входящие в состав основного технического осмотра планера, включены в технологическую карту данного технического обслуживания и помечены сокращением "MSI" в графе «Время».

Страница намеренно оставлена пустой

Подраздел 05-21

Аэродромные проверки

1. Общие сведения

К аэродромным проверкам относятся предполетные и послеполетные проверки. Эти проверки проводятся каждый день при эксплуатации самолета.

2. Аэродромные проверки

Ежедневная проверка проводится перед первым полетом дня и показывает пилоту общее состояние самолета и двигателя. Проведение данной проверки необходимо для обеспечения безопасности полетов. Перед проведением ежедневной проверки проверить формуляр самолета на наличие записей о неисправностях.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: НЕОБХОДИМО СТРОГО СОБЛЮДАТЬ ОПИСАННЫЙ ПОРЯДОК ПРОВЕДЕНИЯ
ЕЖЕДНЕВНОЙ ПРОВЕРКИ. НАРУШЕНИЕ ПОРЯДКА ПРОВЕДЕНИЯ
ЕЖЕДНЕВНОЙ ПРОВЕРКИ МОЖЕТ СТАТЬ ПРИЧИНОЙ АВИАЦИОННЫХ
ПРОИСШЕСТВИЙ.

Порядок проведения пилотом ежедневной проверки описан в Руководстве по летной эксплуатации самолета DA 40 NG.

3. Послеполетная проверка

Послеполетная проверка проводится каждый день после последнего полета. Послеполетная проверка включает в себя все операции ежедневной проверки.

Кроме того, необходимо выполнить следующее:

- Заправить самолет топливом (подраздел 12-10).
- Записать все проблемы, обнаруженные в полете и в ходе послеполетной проверки, в формуляр.
- Поставить самолет на стоянку (подразделы 10-00 и 10-10).
- При необходимости пришвартовать самолет (подраздел 10-20).

Страница намеренно оставлена пустой

Подраздел 05-25

Технологическая карта и протокол осмотра дренажных отверстий

1. Общие сведения

Выполнить осмотр дренажных отверстий. Дренажные отверстия не должны быть засорены грязью и отложениями. Убрать из дренажных отверстий все посторонние предметы и очистить дренажные отверстия до полного диаметра. Невыполнение этого требования может привести к недостаточной пропускной способности дренажных отверстий в определенных условиях, например, при сильном дожде и т.п.

Все дренажные отверстия сверлить сверлом диаметром 5 мм (+2 мм / -0 мм) или 0,2 дюйма (+0,08 дюйма / -0,00 дюйма). Отверстия должны иметь круглую форму, не иметь заусенцев и следов истирания и должны быть чистыми.

Для дренажных отверстий, помеченных «звездочкой» (*), раззенковывается материал клеевого шва.

Расположение перечисленных ниже дренажных отверстий см. на соответствующих рисунках.

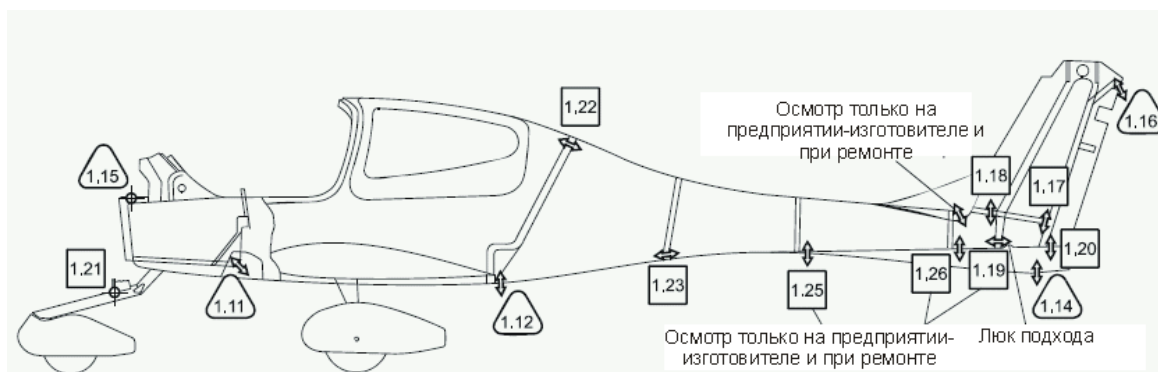
2. Технологическая карта осмотра дренажных отверстий

Технологическая карта осмотра дренажных отверстий			
№	Расположение дренажного отверстия	Часы	Инициалы
1	ФЮЗЕЛЯЖ		
1.01	Полка прямоугольного профиля (с левой и правой стороны)	100	
1.02	В нижней части обшивки фюзеляжа, в передней части крыла, с внешней стороны от прямоугольного профиля (с левой и правой стороны)	100	
1.03	В нижней части обшивки фюзеляжа, спереди от полки переднего лонжерона (по центру)	100	
1.04	В нижней части обшивки фюзеляжа, рядом с передним лонжероном (с левой и правой стороны)	100	
1.05	В нижней части обшивки фюзеляжа, сзади от полки переднего лонжерона (по центру)	100	
1.06	В нижней части обшивки фюзеляжа, рядом с задним лонжероном (с левой и правой стороны)	100	
1.07	В нижней части обшивки фюзеляжа, сзади от полки заднего лонжерона (по центру)	100	
1.08	В нижней части обшивки фюзеляжа, спереди от вала управления закрылками (по центру)	100	
1.09	В нижней части обшивки фюзеляжа, усиливающая часть нервюры фюзеляжа (с левой и правой стороны)	100	
1.10	В нижней части обшивки фюзеляжа, внутренний угол полки канала топливопровода (с левой и правой стороны)	100	
1.11	Из ниши для ног в свободное пространство (с левой и правой стороны)	100	
1.12	В нижней части обшивки фюзеляжа, сзади от базовой линии шпангоута крепления багажного отсека	100	
1.13	В нижней части обшивки фюзеляжа, перед базовой линией шпангоута крепления багажного отсека (с левой и правой стороны)	100	

Технологическая карта осмотра дренажных отверстий			
№	Расположение дренажного отверстия	Часы	Инициалы
1.14	В нижней точке киля	100	
1.15	В нижней точке разъема EPC	100	
1.16	Болт в обшивке руля направления в месте навески РН (в верхней части руля направления)	100	
1.17	В нервюре киля перед задней стенкой	200	
1.18	В нервюре киля перед передней стенкой	200	
1.19	В нижней части передней стенки киля	200	
1.20	В нижней части обшивки фюзеляжа, сзади от задней стенки киля	200	
1.21	На стойке носовой опоры шасси (с левой и правой стороны)	200	
1.22	В формовой панели кабины и шпангоуте крепления багажного отсека	200	
1.23	В нижней части кольцевого шпангоута 1	200	
1.24	В шпангоуте крепления багажного отсека, по центру над нижней обшивкой центроплана	200	
1.25	В нижней части кольцевого шпангоута 2	200	
1.26	В нижней части кольцевого шпангоута 3	200	
2	ФОНАРЬ И ДВЕРЬ		
2.01	В нижней части каркаса фонаря кабины, перед направляющей троса в буюденовской оболочке (с левой и правой стороны)	100	
202	В нижней части каркаса фонаря кабины, сзади от механизма запираания фонаря кабины (с левой и правой стороны)	100	
203	Во внутренней обшивке двери, под передним стопорным болтом	100	
3	СТАБИЛИЗАТОР		
301	В нижней обшивке рядом со средним смотровым отверстием (с левой и правой стороны)	100	
302	В нижней обшивке рядом с передним смотровым отверстием (с левой и правой стороны)	100	
303	В нижней точке каждой законцовки стабилизатора (левой и правой)	100	
304	В нервюре крепления рычага руля высоты рядом с задним лонжероном, рядом с нижней обшивкой (с левой и правой стороны)	200	
305	В левой и правой нервюрах перед задним лонжероном, над нижней обшивкой	200	
306	В левой и правой нервюрах сзади от переднего лонжерона, над нижней обшивкой	200	
307	В левой и правой нервюрах перед передним лонжероном, над нижней обшивкой	200	
308	В левой и правой средних нервюрах сзади от заднего лонжерона, над нижней обшивкой	1000	
309	В левой и правой средних нервюрах сзади от переднего лонжерона, над нижней обшивкой	1000	
4	РУЛЬ ВЫСОТЫ		
401	Спереди в нижней обшивке (с левой и правой стороны)	100	
402	В нижней обшивке перед задней кромкой (с левой и правой стороны)	100	

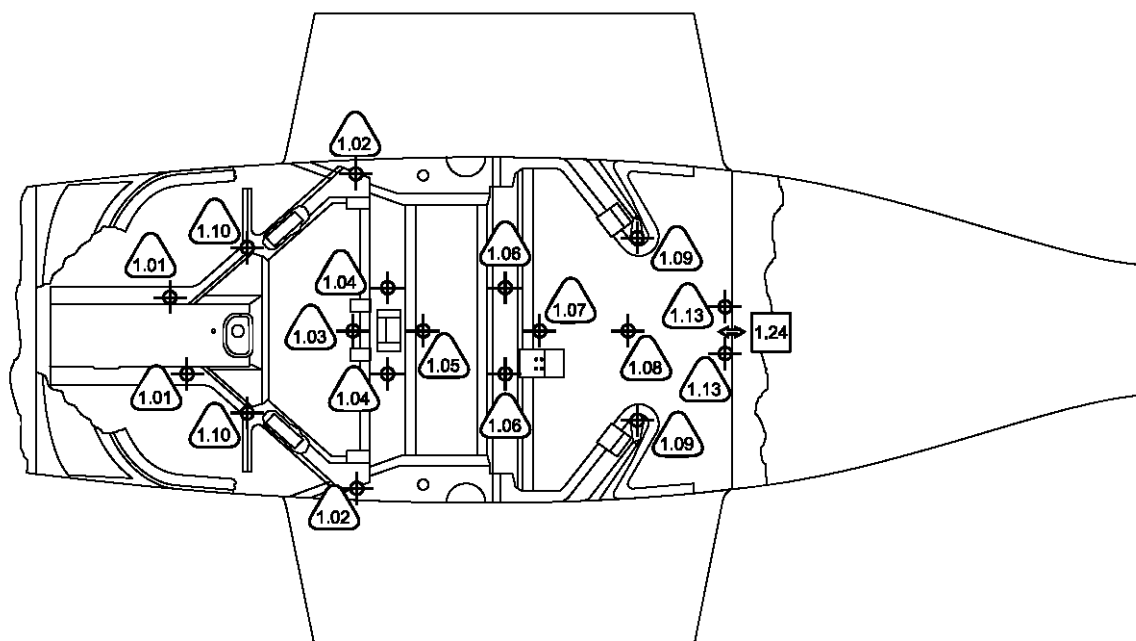
Технологическая карта осмотра дренажных отверстий			
№	Расположение дренажного отверстия	Часы	Инициалы
5	ТРИММЕР РУЛЯ ВЫСОТЫ		
501	Спереди в нижней обшивке (с левой и правой стороны)	100	
502	В нижней обшивке перед клеевым швом задней кромки (с левой и правой стороны)	100	
6	РУЛЬ НАПРАВЛЕНИЯ		
601	В нижней кромке левой и правой обшивок руля направления	100	
7	КРЫЛЬЯ		
701	В концевой нервюре отъемной части крыла, в вырезе для балансировочного груза элерона	100	
702	В законцовке крыла перед задним клеевым швом (в левом и правом крыле)	100	
703	В первой нервюре крепления камеры топливного бака, рядом с передним и задним лонжеронами и нижней обшивкой (в левом и правом крыле)*	100	
704	В нервюре крепления качалки закрывка рядом с задним лонжероном и нижней обшивкой (в левом и правом крыле)	200	
705	В задней части корневой нервюры рядом с задним лонжероном и нижней обшивкой (в левом и правом крыле)*	200	
706	В нервюре крепления качалки элерона рядом с задним лонжероном и нижней обшивкой (в левом и правом крыле)*	200	
707	Во второй нервюре крепления камеры топливного бака рядом с передним и задним лонжеронами и нижней обшивкой (в левом и правом крыле)*	200	
708	В третьей нервюре крепления камеры топливного бака рядом с передним и задним лонжеронами и нижней обшивкой (в левом и правом крыле)*	200	
709	В четвертой нервюре крепления камеры топливного бака рядом с передним и задним лонжеронами и нижней обшивкой (в левом и правом крыле)*	200	
710	В пятой нервюре крепления камеры топливного бака рядом с передним и задним лонжеронами и нижней обшивкой (в левом и правом крыле)*	200	
711	В передней части корневой нервюры рядом с передним лонжероном и нижней обшивкой (в левом и правом крыле)*	1000	
712	Вентиляционное отверстие в торцевой поверхности лонжерона крыла (в левом и правом крыле)	1000	
8	ЗАКРЫЛКИ		
801	В корневой нервюре, рядом с клеевым швом задней кромки (в левом и правом закрывках)	100	
9	ЭЛЕРОНЫ		
901	В корневой нервюре рядом с клеевым швом задней кромки (в левом и правом элеронах)	100	
902	В нижней обшивке сзади от балансировочного груза (в левом и правом элеронах)	100	
903	В нижней обшивке, в балансировочном грузе перед осью навески элерона (в левом и правом элеронах)	100	
904	Во внешней корневой нервюре, у передней кромки (в левом и правом элеронах)	100	

Для дренажных отверстий, помеченных «звездочкой» (*), раззенковывается материал клеевого шва.



	Проверка через 100 часов		Горизонтальное дренажное отверстие
	Проверка через 200 часов		Вертикальное дренажное отверстие
	Проверка через 1000 часов		Наружное дренажное отверстие
			Дренажное отверстие внутри конструкции

Рисунок 1. Дренажные отверстия в фюзеляже (часть 1)



	Проверка через 100 часов		Горизонтальное дренажное отверстие
	Проверка через 200 часов		Вертикальное дренажное отверстие
	Проверка через 1000 часов		Наружное дренажное отверстие
			Дренажное отверстие внутри конструкции

Рисунок 2. Дренажные отверстия в фюзеляже (часть 2)

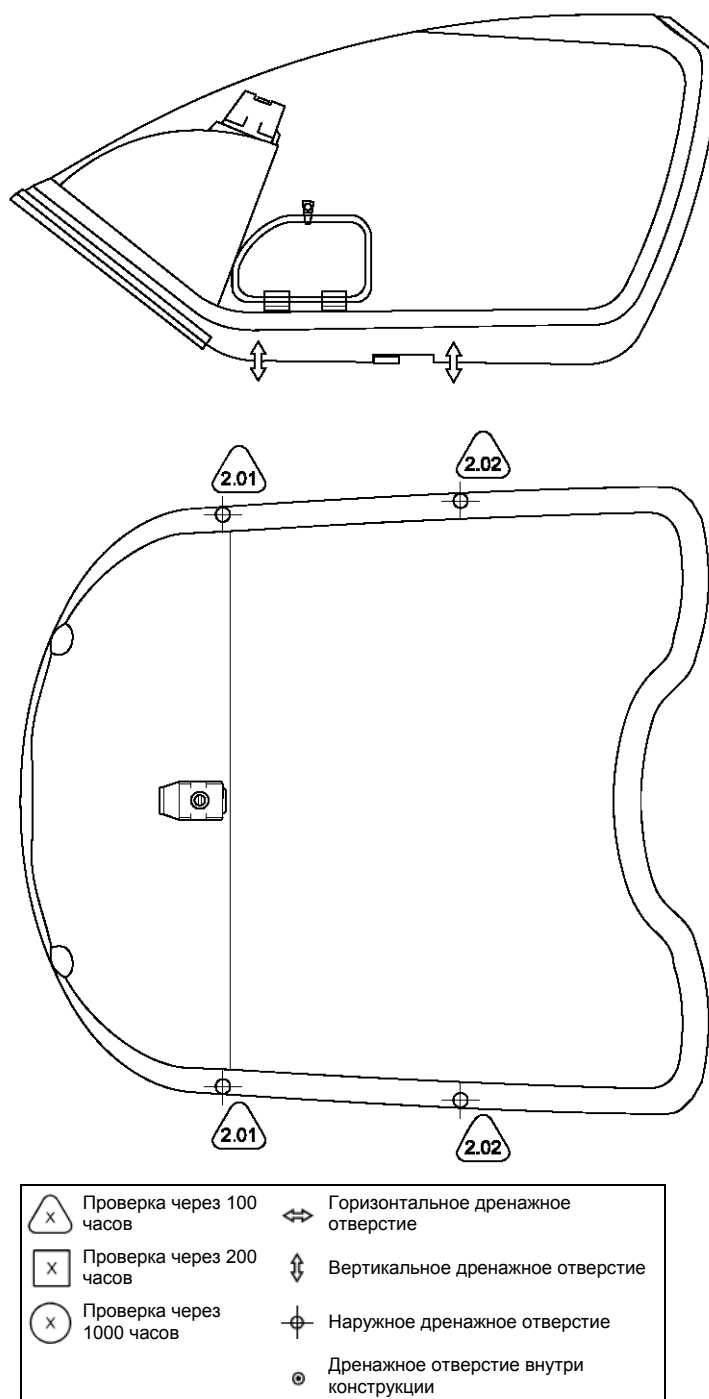
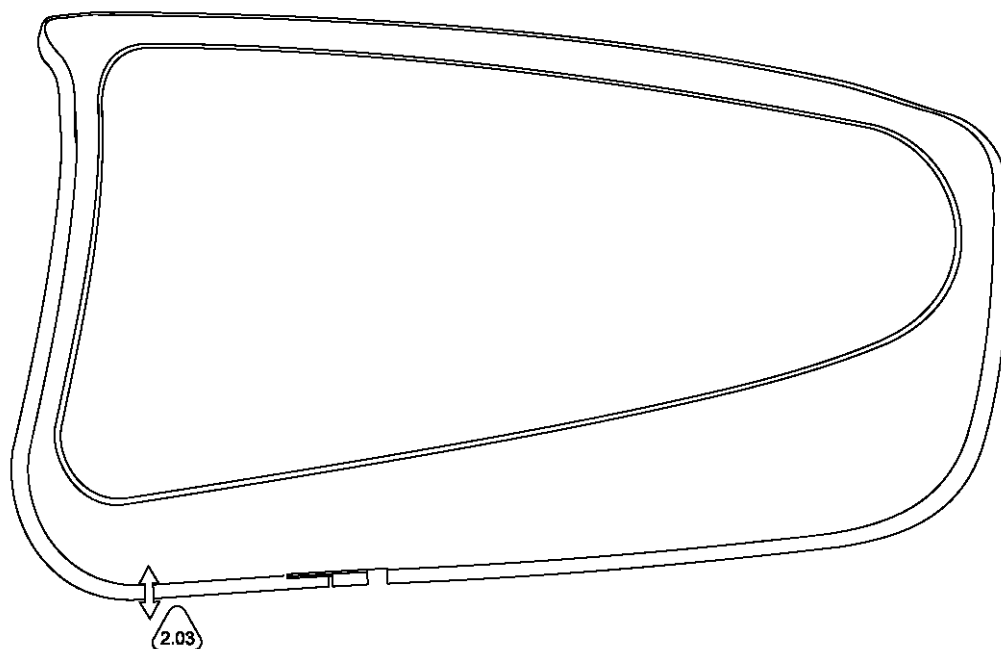
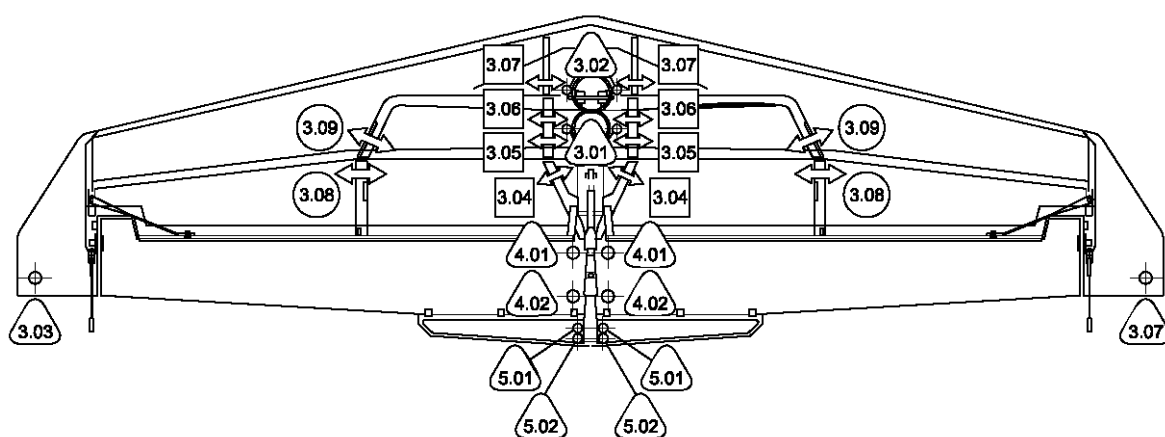


Рисунок 3. Дренажные отверстия в фонаре



	Проверка через 100 часов		Горизонтальное дренажное отверстие
	Проверка через 200 часов		Вертикальное дренажное отверстие
	Проверка через 1000 часов		Наружное дренажное отверстие
			Дренажное отверстие внутри конструкции

Рисунок 4. Дренажные отверстия в пассажирской двери




	Проверка через 100 часов		Горизонтальное дренажное отверстие
	Проверка через 200 часов		Вертикальное дренажное отверстие
	Проверка через 1000 часов		Наружное дренажное отверстие
			Дренажное отверстие внутри конструкции

Рисунок 5. Дренажные отверстия в стабилизаторе, руле высоты и триммере руля высоты

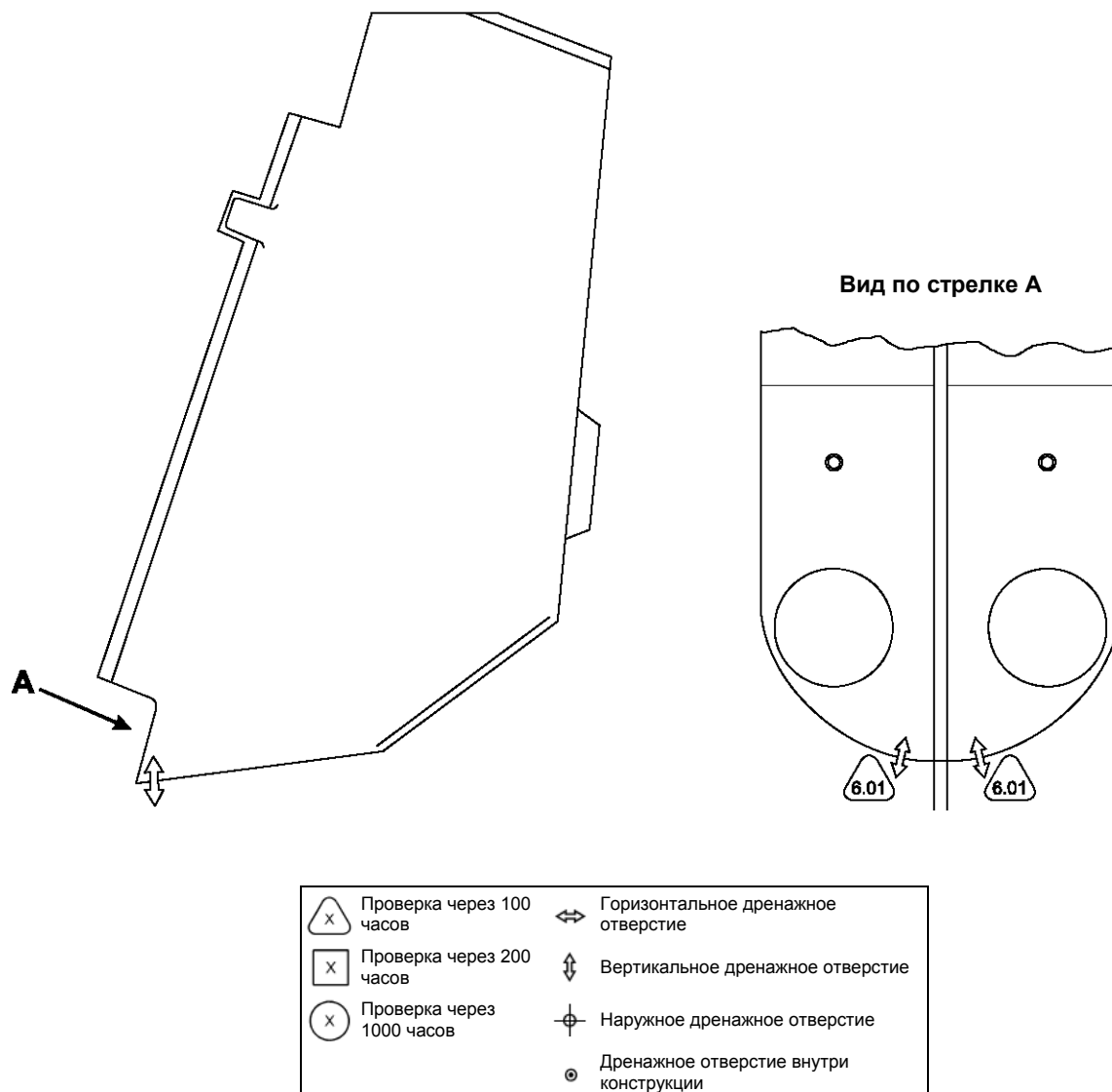
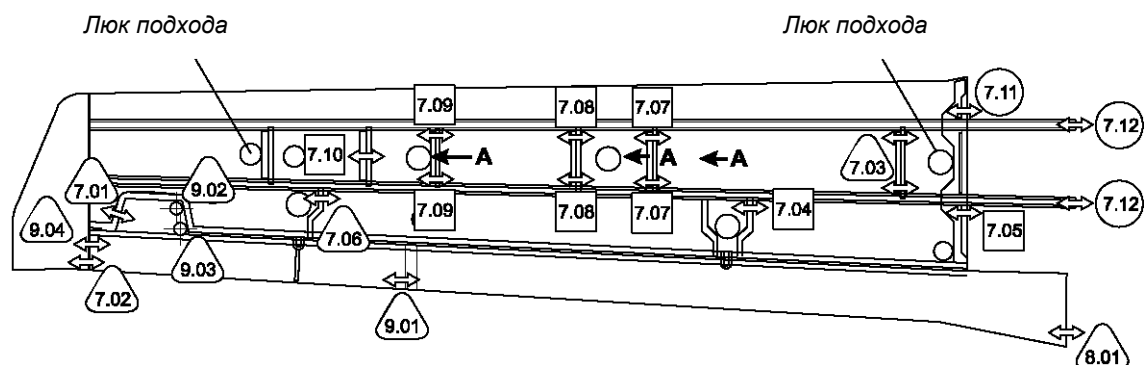
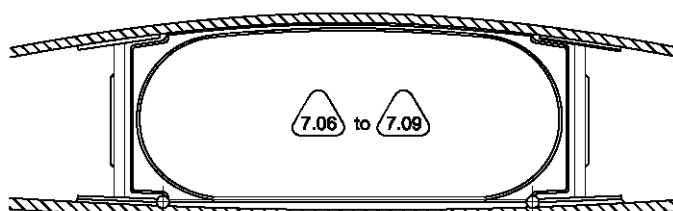


Рисунок 6. Дренажные отверстия в руле направления



Вид А



	Проверка через 100 часов		Горизонтальное дренажное отверстие
	Проверка через 200 часов		Вертикальное дренажное отверстие
	Проверка через 1000 часов		Наружное дренажное отверстие
			Дренажное отверстие внутри конструкции

Рисунок 7. Дренажные отверстия в крыльях, закрылках и элеронах

Подраздел 05-28

Технологическая карта технического обслуживания DA 40 NG

Подраздел 05-28-00

Технологическая карта технического обслуживания двигателя

1. Общие сведения

Необходимо заполнить следующий бланк:

Регистрация _____	Дата _____
Серийный номер самолета _____	Серийный номер двигателя _____
Налет самолета, ч _____	Наработка двигателя, общая наработка с момента ввода в эксплуатацию (TTSN)/наработка после капитального ремонта (TSMOH) _____
Проверка _____	Серийный номер воздушного винта _____
(через 50, 100, 200, 1000 ч, годовой осмотр)	Наработка воздушного винта, общая наработка с момента ввода в эксплуатацию (TTSN)/наработка после капитального ремонта (TSMOH) _____

2. Подготовка

ВНИМАНИЕ: СОБЛЮДАТЬ СРОКИ ОБСЛУЖИВАНИЯ ЭЛЕМЕНТОВ, УКАЗАННЫЕ В РАЗДЕЛАХ 04-00 И 05-10 НАСТОЯЩЕГО РУКОВОДСТВА ПО ТЕХНИЧЕСКОМУ ОБСЛУЖИВАНИЮ САМОЛЕТА.

Перед началом соответствующей проверки выполнить следующее:

		Периодичность (часы налета)				Инициалы
		50	100	200	1000	
1.	Перед проверкой: <ul style="list-style-type: none">– Ознакомиться с применимыми Директивами летной годности.– Ознакомиться с применимыми Эксплуатационными бюллетенями.	X	X	X	X	
2.	Изучить формуляры. Определить: <ul style="list-style-type: none">– Детали с ограниченным сроком службы.– Зарегистрированные неисправности.	X	X	X	X	
3.	Выполнить полную очистку самолета (см. подраздел 12-30).	X	X	X	X	

3. Наземные испытания двигателя

Провести наземные испытания двигателя следующим образом (по результатам наземных испытаний двигателя заполнить экземпляр Протокола наземных испытаний двигателя. См. подраздел 05-28-91).

		Периодичность					
	Объекты проверки	50	100	200	1000	Время	Инициалы
ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ:		НЕ ДОПУСКАЕТСЯ НАХОЖДЕНИЕ ЛЮДЕЙ В ОПАСНОЙ ЗОНЕ ВОЗДУШНОГО ВИНТА. НЕВЫПОЛНЕНИЕ ЭТОГО ТРЕБОВАНИЯ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ТРАВМАМ ИЛИ СМЕРТИ.					
ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ:		ЗАТЯНУТЬ СТОЯНОЧНЫЙ ТОРМОЗ. НЕВЫПОЛНЕНИЕ ЭТОГО ТРЕБОВАНИЯ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ДВИЖЕНИЮ САМОЛЕТА, ТРАВМАМ ИЛИ СМЕРТИ.					
1.	Проверить правильность работы стояночного тормоза.			X	X		
2.	ЗАТЯНУТЬ стояночный тормоз.	X	X	X	X		
3.	Установить упорные колодки перед колесами основных опор шасси самолета.	X	X	X	X		
4.	Выполнить наземное опробование двигателя. См. подраздел 71-00 и Руководство по техническому обслуживанию двигателя AE (последняя редакция).	X	X	X	X		
5.	Проверить показания приборов контроля двигателя.	X	X	X	X		
6.	Остановить двигатель.	X	X	X	X		
7.	Осмотреть двигатель на наличие утечек масла/топлива/охлаждающей жидкости.	X	X	X	X		
8.	Снять данные электронного блока управления двигателем (журнал событий двигателя, см. подраздел 72-00) и отправить журнал событий по электронной почте в компанию Austro Engine GmbH.	X	X	X	X		

4. Технологическая карта технического обслуживания двигателя

		Периодичность						
	Объекты проверки (двигатель)	50	100	200	1000	Время	Инициалы	
ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: К РАБОТАМ ПО ТЕХНИЧЕСКОМУ ОБСЛУЖИВАНИЮ ДВИГАТЕЛЯ ПРИСТУПАТЬ ТОЛЬКО ПОСЛЕ ОХЛАЖДЕНИЯ ДВИГАТЕЛЯ. ПРИ РАБОТЕ ДВИГАТЕЛЕЙ ПРОИСХОДИТ НАГРЕВ ВЫХЛОПНОЙ СИСТЕМЫ. ПРИКОСНОВЕНИЕ К НАГРЕТЫМ ДЕТАЛЯМ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ТРАВМАМ.								
1.	Снять верхний и нижний капоты (см. подраздел 71-10). Осмотреть капоты. Убедиться в исправности крепежных деталей. Убедиться в отсутствии трещин и участков, подвергшихся воздействию высокой температуры. Проверить резиновые уплотнения.	X	X	X	X			
ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: НЕ ДОПУСКАТЬ ПОПАДАНИЯ МАСЛА НА КОЖУ. ПОПАДАНИЕ МАСЛА НА КОЖУ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К РАЗВИТИЮ КОЖНЫХ ЗАБОЛЕВАНИЙ.								
ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: НЕ ДОПУСКАТЬ ПОПАДАНИЯ ТОПЛИВА НА КОЖУ. ПОПАДАНИЕ ТОПЛИВА НА КОЖУ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К РАЗВИТИЮ КОЖНЫХ ЗАБОЛЕВАНИЙ. ЗАПРЕЩАЕТСЯ ПРИМЕНЕНИЕ ОТКРЫТОГО ОГНЯ РЯДОМ С ТОПЛИВОМ. ТОПЛИВО ОБЛАДАЕТ ВЫСОКОЙ ГОРЮЧЕСТЬЮ. ВОЗГОРАНИЕ ТОПЛИВА МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ТРАВМАМ И ПОВРЕЖДЕНИЮ ОБОРУДОВАНИЯ.								
2.	Осмотреть маслосистему и систему охлаждения двигателя. См. Руководство по техническому обслуживанию двигателя АЕ (последняя редакция).	X	X	X	X			
3.	Осмотреть топливную систему двигателя. См. Руководство по техническому обслуживанию двигателя АЕ (последняя редакция).		X	X	X	1 год ± 15 дней		
4.	Провести зонный осмотр двигателя. См. Руководство по техническому обслуживанию двигателя АЕ (последняя редакция).		X	X	X	1 год ± 15 дней		
5.	Выполнить очистку двигателя и двигательного отсека. См. подраздел 12-30 и Руководство по техническому обслуживанию двигателя АЕ (последняя редакция).	X	X	X	X			

		Периодичность					
	Объекты проверки (двигатель)	50	100	200	1000	Время	Инициалы
Примечание:		Отобрать образец отработанного масла двигателя в предусмотренную для этого емкость. На этикетке емкости должны быть указаны серийный номер и регистрационный номер самолета, серийный номер двигателя, наработка двигателя и дата замены. Объем отбираемой пробы масла — 100 мл.					
6.	Слить масло из маслосистемы двигателя (см. Руководство по техническому обслуживанию двигателя АЕ (последняя редакция) и подраздел 72-00): – Убрать сливную пробку маслосистемы. – Слить масло из маслосистемы двигателя в подходящую емкость (при прогревом двигателя). – Осмотреть масло на наличие следов охлаждающей жидкости (наличие охлаждающей жидкости в масле не допускается).	X	X	X	X	1 год ± 30 дней	
7.	Установить сливную пробку с новой уплотнительной шайбой. – Затянуть сливную пробку. Усилие затяжки: 30 Нм (22,0 фунт-с-фут). – Законтрить сливную пробку контролочной проволокой.	X	X	X	X	1 год ± 30 дней	
8.	Заменить масляный фильтр: – Вскрыть патрон масляного фильтра. – Снять масляный фильтр. – Заменить кольцевые уплотнения. – Установить новый масляный фильтр. – Закрыть патрон. Усилие затяжки: 25 Нм (18,4 фунт-с-фут).	X	X	X	X	1 год ± 30 дней	
9.	Разрезать использованный масляный фильтр. – Осмотреть на наличие признаков загрязнения и частиц металла. – При обнаружении в фильтре частиц металла обратиться к изготовителю двигателя.	X	X	X	X	1 год ± 30 дней	

		Периодичность					
	Объекты проверки (двигатель)	50	100	200	1000	Время	Инициалы
ВНИМАНИЕ: МАСЛО МАСЛОСИСТЕМЫ ДВИГАТЕЛЯ ДОЛЖНО СООТВЕТСТВОВАТЬ ТЕХНИЧЕСКИМ УСЛОВИЯМ, УКАЗАННЫМ В РАЗДЕЛЕ 2 РУКОВОДСТВА ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ.							
10.	Залить в маслосистему двигателя новое масло. – Проверить уровень масла в маслосистеме двигателя. См. Руководство по техническому обслуживанию двигателя АЕ (последняя редакция).	X	X	X	X	1 год ± 30 дней	
ВНИМАНИЕ: МАСЛО РЕДУКТОРА ДОЛЖНО СООТВЕТСТВОВАТЬ ТЕХНИЧЕСКИМ УСЛОВИЯМ, УКАЗАННЫМ В РАЗДЕЛЕ 2 РУКОВОДСТВА ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ.							
11.	Заменить масло редуктора. См. Руководство по техническому обслуживанию двигателя АЕ (последняя редакция) и подраздел 72-00.			300 час ± 15		1 год ± 30 дней	
12.	Проверить уровень масла в редукторе. См. Руководство по техническому обслуживанию двигателя АЕ (последняя редакция).	X	X	X	X		
13.	Заменить двухмассовый маховик. См. Руководство по техническому обслуживанию двигателя АЕ (последняя редакция).			300 час ± 15			
14.	Заменить редуктор. См. Руководство по техническому обслуживанию двигателя АЕ (последняя редакция).				X		
15.	Заменить топливный насос высокого давления. См. Руководство по техническому обслуживанию двигателя АЕ (последняя редакция).			300 час ± 15			
ВНИМАНИЕ: ПОНИЖЕНИЕ УРОВНЯ ОХЛАЖДАЮЩЕЙ ЖИДКОСТИ НЕ ДОПУСКАЕТСЯ. ПРИ ПОНИЖЕНИИ УРОВНЯ ОХЛАЖДАЮЩЕЙ ЖИДКОСТИ НЕОБХОДИМО УСТРАНИТЬ НЕИСПРАВНОСТЬ. НЕВЫПОЛНЕНИЕ ЭТОГО ТРЕБОВАНИЯ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ВЫХОДУ ДВИГАТЕЛЯ ИЗ СТРОЯ.							

		Периодичность					
	Объекты проверки (двигатель)	50	100	200	1000	Время	Инициалы
16.	Заменить охлаждающую жидкость. См. подраздел 75-20 и Руководство по техническому обслуживанию двигателя АЕ (последняя редакция).			600 час ± 30	X	2 года ± 30 дней	
17.	Проверить правильность соотношения компонентов охлаждающей жидкости. См. Руководство по техническому обслуживанию двигателя АЕ (последняя редакция).	X	X	X	X		
18.	Осмотреть топливную рампу. См. Руководство по техническому обслуживанию двигателя АЕ (последняя редакция) и подраздел 05-20 (крышка блока форсунок).			300 час ± 15			
19.	Осмотреть дренажное отверстие головки блока цилиндров. См. Руководство по техническому обслуживанию двигателя АЕ (последняя редакция).		X	X	X	1 год ± 15 дней	
20.	Заменить фильтрующий элемент топливного фильтра (см. подраздел 28-20).		X	X	X	1 год ± 15 дней	
21.	Осмотреть фильтр отстойника. – Если фильтр загрязнен, промыть его чистым топливом.		X	X	X		
22.	Заменить клапан перепуска топлива (см. подраздел 28-00).				X		
Примечание:		При необходимости дальнейшего обслуживания топливных баков после завершения работ по их обслуживанию прокачать систему распределения топлива для удаления воздуха.					
ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ:		К РАБОТАМ ПО ТЕХНИЧЕСКОМУ ОБСЛУЖИВАНИЮ ДВИГАТЕЛЯ ПРИСТУПАТЬ ТОЛЬКО ПОСЛЕ ОХЛАЖДЕНИЯ ВЫХЛОПНОЙ СИСТЕМЫ. ПРИ РАБОТЕ ДВИГАТЕЛЕЙ ПРОИСХОДИТ НАГРЕВ ВЫХЛОПНОЙ СИСТЕМЫ. ПРИКОСНОВЕНИЕ К НАГРЕТЫМ ДЕТАЛЯМ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ТРАВМАМ.					

		Периодичность					
	Объекты проверки (двигатель)	50	100	200	1000	Время	Инициалы
23.	Осмотреть выхлопную систему. Проверить на наличие трещин и признаков повреждения в результате перегрева. См. Руководство по техническому обслуживанию двигателя АЕ (последняя редакция).	X	X	X	X		
24.	Осмотреть поликлиновой ремень генератора постоянного тока и насоса охлаждающей жидкости (в задней части двигателя). См. Руководство по техническому обслуживанию двигателя АЕ (последняя редакция).		X	X	X	1 год ± 15 дней	
25.	Осмотреть регулятор давления наддува. См. Руководство по техническому обслуживанию двигателя АЕ (последняя редакция).		X	X	X		
26.	Заменить поликлиновой ремень. См. Руководство по техническому обслуживанию двигателя АЕ (последняя редакция).			600 час ± 30			
27.	Осмотреть монтажный кронштейн и электрические соединения генератора постоянного тока.		X	X	X		
28.	Заменить генератор постоянного тока. См. Руководство по техническому обслуживанию двигателя АЕ (последняя редакция).			300 час ± 15			
29.	Осмотреть стартер на наличие повреждений и следов копоти.			X	X		
30.	Осмотреть жгут проводов и датчики двигателя. См. Руководство по техническому обслуживанию двигателя АЕ (последняя редакция).		X	X	X	1 год ± 15 дней	
31.	Осмотреть жгут проводов и датчики двигателя под крышкой блока форсунок. См. Руководство по техническому обслуживанию двигателя АЕ (последняя редакция).			300 час ± 15			

		Периодичность					
	Объекты проверки (двигатель)	50	100	200	1000	Время	Инициалы
32.	Осмотреть кабельные стяжки и все электрические разъемы в зоне двигателя. – Проверить на наличие следов трения и повреждений. – Слегка потянуть стяжки (кабели) и убедиться, что соединения не ослабли.		X	X	X		
33.	Осмотреть кабели металлизации и их разъемы в зоне двигателя: – Проверить на наличие следов трения и повреждений. – Слегка потянуть стяжки (кабели) и убедиться, что соединения не ослабли.	X	X	X	X		
34.	Осмотреть магистраль суфлирования. См. Руководство по техническому обслуживанию двигателя АЕ (последняя редакция).	X	X	X	X		
35.	Осмотреть систему управления воздушным винтом: – Проверить на наличие признаков утечки и повреждений.		X	X	X		
36.	Осмотреть систему подачи воздуха и турбонаддува. – Проверить на наличие признаков повреждения. – Убедиться, что воздушные шланги и воздухопроводы подключены правильно, а червячные хомуты затянуты.		X	X	X		
37.	Заменить воздушный фильтр. Внимание: использовать только указанный червячный хомут (см. подраздел 71-60).			X	X		
38.	Провести испытание системы охлаждающей жидкости давлением 3,0 бар (44 фунт/кв. дюйм). См. раздел 75-00 и Руководство по техническому обслуживанию двигателя АЕ (последняя редакция).	X	X	X	X		

		Периодичность					
	Объекты проверки (двигатель)	50	100	200	1000	Время	Инициалы
39.	Проверить систему охлаждения на наличие утечек. Обратить особое внимание на следующие узлы: – Шланги и червячные хомуты. – Алюминиевые трубы.	X	X	X	X		
40.	Осмотреть радиатор охлаждающей жидкости: – Проверить на наличие признаков утечки, повреждения и ослабления соединений. – Убедиться в отсутствии погнутых ребер, препятствующих прохождению охлаждающего воздуха через радиатор.		X	X	X		
41.	Осмотреть бак охлаждающей жидкости. – Проверить на наличие признаков утечки и повреждений. – Проверить кронштейны крепления на наличие трещин.		X	X	X		
42.	Осмотреть узел клапана подачи воздуха из резервного источника: – Убедиться, что при изменении положения рычага резервной подачи воздуха в кабине положение клапана изменяется. – Осмотреть заслонку клапана на предмет загрязнения (см. подраздел 71-60).		X	X	X		

		Периодичность					Инициалы
	Объекты проверки (двигатель)	50	100	200	1000	Время	
43.	Осмотреть узлы крепления двигателя. Проверить на наличие следующих признаков: – Трещины и коррозия. Наличие трещин и коррозии не допускается. – Повреждения защитного покрытия. Устранить все обнаруженные повреждения защитного покрытия. – Монтажные болты: – Неправильное крепление. – Повреждения. Наличие повреждений не допускается. – Неправильные усилия затяжки (см. подраздел 20-10). – Ослабление и выпадение стопорных устройств. – Повреждены амортизаторы. Поврежденные амортизаторы заменить.		X	X	X		
44.	Осмотреть болты крепления моторной рамы к противопожарной перегородке. Затянуть моментом, указанным в подразделе 20-10 – При первой проверке через 100 часов.		(X)		2000 ч		
45.	Заменить амортизаторы двигателя.				X		
46.	Техническое обслуживание блока управления двигателем (ECU) (проводится изготовителем двигателя).					5 лет	
47.	Выполнить наземное опробование двигателя. После наземного опробования двигателя записать данные электронного блока управления двигателем и отправить их по электронной почте в компанию Austro Engine GmbH. См. Руководство по техническому обслуживанию двигателя AE (последняя редакция).	X	X	X	X		

5. Воздушный винт

		Периодичность				
	Объекты проверки (двигатель)	100	200	1000	Время	Инициалы
ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: НЕ ДОПУСКАЕТСЯ НАХОЖДЕНИЕ ЛЮДЕЙ В ОПАСНОЙ ЗОНЕ ВОЗДУШНОГО ВИНТА. НЕВЫПОЛНЕНИЕ ЭТОГО ТРЕБОВАНИЯ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ТРАВМАМ ИЛИ СМЕРТИ.						
ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: ПЕРЕД ПРОВОРАЧИВАНИЕМ ВОЗДУШНОГО ВИНТА УБЕДИТЬСЯ, ЧТО ДВИГАТЕЛЬ ОБЕСТОЧЕН.						
1.	Снять и очистить обтекатель. Осмотреть обтекатель на наличие трещин (см. раздел 61).	X	X	X		
2.	Проверить люфт лопастей воздушного винта: – Радиальный люфт лопастей: не более 3 мм (1/8 дюйма). – Угловой люфт лопастей: не более 2°. Если величина люфта превышает указанные пределы, необходимо обратиться к изготовителю воздушного винта.	X	X	X		
3.	Осмотреть наружные детали втулки воздушного винта. Проверить на наличие следующих признаков: – Трещины. – Коррозия.	X	X	X		
4.	Проверить плотность затяжки гайки упора малого шага.	X	X	X		
5.	Проверить узел воздушного винта на наличие неплотно прилегающих и отсутствующих стопорных устройств.	X	X	X		
6.	Проверить плотность затяжки гаек фланца воздушного винта.	X	X	X		
7.	Проверить передний и задний диски обтекателя. Проверить на наличие следующих признаков: – Трещины. – Ослабление соединения.	X	X	X		
8.	Проверить зону втулки воздушного винта и комля лопастей на предмет утечки жидкой и консистентной смазки.	X	X	X		
9.	Проверить лопасти воздушного винта на наличие трещин. Допустимые размеры трещин см. в документе «Воздушный винт mt-Propeller. Руководство по установке и эксплуатации» (E-124) (последняя редакция).	X	X	X		
10.	Установить обтекатель (см. раздел 61).	X	X	X		

Подраздел 05-28-50

Технологическая карта технического обслуживания планера

Примечание: Работы, входящие в состав основного технического осмотра планера (MSI), включены в технологическую карту данного технического обслуживания и помечены сокращением "MSI" в графе «Время».

1. Носовая часть фюзеляжа

		Периодичность					
	Объекты проверки	50	100	200	1000	Время	Инициалы
1.	Осмотреть всю поверхность носовой части фюзеляжа. Проверить на наличие повреждений (вмятин, трещин, отверстий и расслоения). Осмотреть лакокрасочное покрытие.		X	X	X		
2.	Проверить обшивку фюзеляжа на предмет расслоения методом низкоскоростного удара.					MSI	
3.	Осмотреть на предмет засорения воздухозаборники типа NACA: – Один в корневой части левого крыла. – Два в носовой части фюзеляжа (с левой и правой стороны).		X	X	X		
4.	Осмотреть фонарь: – Проверить правильность работы механизма блокировки фонаря (см. подраздел 52-10). – Осмотреть окно из акрилового стекла на наличие повреждений. Проверить на наличие трещин. – Осмотреть металлизацию между окном и каркасом фонаря кабины (см. подраздел 56-10). – Осмотреть аварийные окна и узлы их навески на наличие повреждений. – Осмотреть форточки и узлы их навески на наличие повреждений (дополнительное оборудование, устанавливается по рекомендации OAM 40-086). Проверить узлы навески на плавность хода, при наличии заеданий устранить их.		X	X	X		
5.	Выполнить функциональную проверку системы световой сигнализации открытого положения двери (см. подраздел 52-10).		X	X	X		

		Периодичность					
	Объекты проверки	50	100	200	1000	Время	Инициалы
6.	Осмотреть заднюю пассажирскую дверь: – Проверить правильность работы механизма замка двери и механизма блокировки замка двери (см. подраздел 52-10). – Осмотреть узлы навески из углепластика на наличие трещин (см. подраздел 52-10). – Осмотреть окно из акрилового стекла на наличие повреждений. Проверить на наличие трещин. – Осмотреть металлизацию между окном и рамой двери (см. подраздел 56-10).		X	X	X		
7.	Осмотреть заднее окно с правой стороны. – Осмотреть окно из акрилового стекла на наличие повреждений. Проверить на наличие трещин. – Осмотреть металлизацию между окном и рамой (см. подраздел 56-10).		X	X	X		
8.	Осмотреть все антенны. Обратить особое внимание на отсутствие повреждений и правильность крепления деталей.		X	X	X		
9.	Снять обтекатели колес. Осмотреть узлы крепления обтекателей на предмет трещин (см. подраздел 32-40).			X	X		
10.	Произвести вывешивание самолета (см. подраздел 07-10).			X	X		
11.	Осмотреть пневматики. Проверить на наличие порезов и признаков износа. Измерить давление в пневматиках (см. подраздел 12-10).		X	X	X		
12.	Осмотреть ободья колес основных опор и носовой опоры шасси. Проверить на наличие трещин.			X	X		
13.	Осмотреть подшипники колес. Проверить на наличие люфта, признаков коррозии и заедания.			X	X		

		Периодичность					
	Объекты проверки	50	100	200	1000	Время	Инициалы
14.	Демонтировать колеса основных опор и носовой опоры шасси. – Очистить и смазать подшипники (см. подраздел 12-20). – Установить колеса основных опор и носовой опоры шасси (см. подраздел 32-40).			X	X		
15.	Осмотреть фрикционные накладки. Проверить на наличие признаков износа. – Минимальная допустимая толщина 3,0 мм (0,12 дюйма).		X	X	X		
16.	Осмотреть тормозные диски. Проверить на наличие признаков износа. – Минимальная допустимая толщина 7,4 мм (0,29 дюйма).			X	X		
17.	Снять люки подхода к стойкам основных опор шасси (см. подраздел 52-40).			X	X		
18.	Осмотреть узлы крепления опор шасси. Проверить на наличие следующих признаков: – Неправильное крепление. – Ослабление и выпадение стопорных устройств.			X	X		
19.	Осмотреть основные опоры шасси. Проверить на наличие трещин и деформации.			X	X		
20.	Выполнить проверку на развал-схождение (см. подраздел 32-10).				X		
21.	Осмотреть главные болты крепления крыльев. Проверить правильность установки.			X	X		

		Периодичность					
	Объекты проверки	50	100	200	1000	Время	Инициалы
22.	Осмотреть следующие детали и узлы с левой и правой стороны на наличие признаков отклеивания, расслоения и повреждения: <ul style="list-style-type: none"> – Верхняя и нижняя обшивка центроплана. – Внешние поверхности носового и заднего главных шпангоутов. Обратить особое внимание на зону втулок главных болтов. – Передняя, средняя и задняя части внешних нервюр. – Нервюра крепления основной опоры шасси. – Передняя и задняя части бортовой нервюры. – Задняя стенка. 				X		
23.	Осмотреть внутренние поверхности носового и заднего главных шпангоутов при демонтированных крыльях. Обратить особое внимание на зону втулок главных болтов (см. также п. 6).				X		
24.	Установить люки подхода к стойкам основных опор шасси (см. подраздел 52-40).			X	X		
25.	Установить обтекатели колес.			X	X		
26.	Снять люк подхода к стойке носовой опоры шасси (см. подраздел 52-40).			X	X		
27.	Осмотреть колесо носовой опоры. Проверить правильность крепления; проверить на наличие трещин и деформации.			X	X		
28.	Осмотреть радиально-упорные подшипники носовой стойки шасси в нижней части фюзеляжа. Проверить на наличие признаков люфта.			X	X		
29.	Осмотреть узлы крепления эластомерной пружины. Проверить на наличие признаков люфта.		X	X	X		
30.	Осмотреть сферический подшипник с верхней стороны эластомерной пружины. Проверить на наличие признаков люфта.		X	X	X		

		Периодичность					
	Объекты проверки	50	100	200	1000	Время	Инициалы
31.	Осмотреть эластомерную пружину. Проверить на наличие следующих признаков: – Ослабление соединения. При необходимости затянуть (см. подраздел 32-20). – Повреждения. При необходимости заменить эластомерные элементы (см. подраздел 32-20).		X	X	X		
32.	Осмотреть трубку эластомерного пружинного пакета: – Снять эластомерный пружинный пакет (см. подраздел 32-20). – Снять эластомерные элементы (см. подраздел 32-20). – Осмотреть трубку. При наличии признаков износа или деформации заменить трубку. Асимметричный износ не допускается. – Заменить изношенные эластомерные элементы и эластомерные элементы с трещинами (см. подраздел 32-20). – Отрегулировать и установить амортизатор (см. подраздел 32-20).				X		
33.	Осмотреть вилку колеса носовой опоры. Проверить люфт и трение при повороте колеса (см. подраздел 32-20): – Усилие трения должно составлять 30 - 50 Нм (6,75 - 11,25 фунт-с) на оси.			X	X		
34.	Осмотреть отстойник: – Снять и очистить корпус топливного фильтра. – Установить корпус фильтра (см. подраздел 28-20). – Проверить на герметичность.		X	X	X		
35.	Осмотреть электрические кабели топливного насоса. Проверить на наличие следов трения.		X	X	X		

		Периодичность					
	Объекты проверки	50	100	200	1000	Время	Инициалы
36.	Осмотреть прямоугольный профиль. Проверить на наличие признаков отклеивания, расслоения и повреждения.				X		
37.	Установить люк подхода к стойке носовой опоры шасси (см. подраздел 52-40).			X	X		

2. Кабина

		Периодичность					
	Объекты проверки	50	100	200	1000	Время	Инициалы
1.	Снять передние кресла и съемные панели в заднем кресле (если они установлены) (см. подраздел 25-10).			X	X		
2.	Снять чехлы задних кресел (см. подраздел 25-10).				X		
3.	Осмотреть кресла на наличие повреждений.			X	X		
4.	Осмотреть ремни безопасности. Проверить правильность работы механизма замка. – Вставить язычок в пряжку. – Потянуть за лямку ремня. Убедиться, что замок удерживает язычок в пряжке. – Нажать на кнопку открытия замка. Язычок должен свободно выходить из пряжки.		X	X	X		
5.	Осмотреть кабельные стяжки и электрические разъемы. Слегка потянуть стяжки (кабели) и убедиться, что соединения не ослабли.			X	X		
6.	Осмотреть ручки управления самолетом. Убедиться, в надежности крепления и плавном ходе ручек управления самолетом.		X	X	X		
7.	Осмотреть ограничители хода ручки управления самолетом.		X	X	X		
8.	Осмотреть систему управления элеронами и рулем высоты. Обратить особое внимание на правильность крепления деталей; ослабления и выпадения стопорных устройств (см. подразделы 27-10 и 27-30).			X	X		
9.	Осмотреть влагоотстойники системы измерения воздушного давления.		X	X	X		
10.	Осмотреть шланг системы предупреждения о сваливании. Обратить особое внимание на отсутствие воды внутри шланга (см. подраздел 34-20).		X	X	X		
11.	Осмотреть педали управления рулем направления. Проверить на наличие следующих признаков: – Неправильное крепление и неправильная работа (см. подраздел 27-20).		X	X	X		

		Периодичность					
	Объекты проверки	50	100	200	1000	Время	Инициалы
12.	Осмотреть тросы руля направления с роликами. Проверить на наличие следующих признаков: – Неправильное крепление и неправильная работа (см. подраздел 27-20). – Следы трения. – Неисправные ограничители. – Износ роликов.		X	X	X		
13.	Осмотреть тормозные трубки/шланги и элементы тормозной системы. Проверить на наличие признаков утечки.		X	X	X		
14.	Осмотреть баки тормозной жидкости на стороне второго пилота. Убедиться в правильности уровня жидкости. – Уровень жидкости должен находиться в пределах от 12 до 25 мм (1/2 - 1 дюйма) ниже верхнего края заливного отверстия бака.		X	X	X		
15.	Осмотреть приборы. Проверить: – Четкость обозначений. – Правильность работы. – Правильность подключения выключателей. – Правильность работы освещения приборов.		X	X	X		
16.	Осмотреть трафареты. Убедиться, что: – Отсутствуют повреждения. Нет отсутствующих надписей и трафаретов (см. раздел 11).		X	X	X		
17.	Снять крышку главной приборной панели.			X	X		

		Периодичность					
	Объекты проверки	50	100	200	1000	Время	Инициалы
18.	Осмотреть главную приборную панель. Проверить: <ul style="list-style-type: none"> – Правильность подключения проводки. – Правильность подключения приборов. – Правильность подключения шлангов. – Правильность подключения предохранителей. – Правильность подключения и исправности вентиляторов охлаждения. 			X	X		
19.	Проверить систему аварийного электропитания. <ul style="list-style-type: none"> – Измерить напряжение резервной батареи на аварийном выключателе. Если напряжение менее 30 В, заменить резервную батарею. – Убедиться, что не нарушена пломба на аварийном выключателе. 		X	X	X		
20.	Осмотреть кран резервного приемника статического давления. Проверить: <ul style="list-style-type: none"> – Правильность подключения крана. – Отсутствие засорения крана. – Правильность подключения шлангов. 			X	X		
21.	Осмотреть компас. Проверить: <ul style="list-style-type: none"> – Правильность подключения компаса. – Правильность уровня жидкости. 			X	X		

		Периодичность					
	Объекты проверки	50	100	200	1000	Время	Инициалы
22.	Осмотреть органы управления на центральной панели. Для каждого рычага управления убедиться: – В полноте и легкости движения. – В отсутствии необычного люфта. – В том, что усилие трения отрегулировано правильно.		X	X	X		
23.	Внимательно осмотреть карданные соединения вала переключателя подачи топлива (верхнее и нижнее) на наличие следующих признаков: – Чрезмерный износ. – Неравномерность вращения. – Неполностью запрессованные штифты. – Ослабление штифтов.				X		
24.	Осмотреть тросовую проводку управления в центральной панели: – Вывинтить винты крепления накладки центральной панели. – Поднять накладку центральной панели и осмотреть тросы. Убедиться в отсутствии признаков износа и перехлеста тросов. – Установить на место накладку центральной панели, установить и затянуть винты крепления.		X	X	X		
25.	Осмотреть колесо управления триммером на центральной панели. Убедиться: – В полноте и легкости движения. – В отсутствии необычного люфта.		X	X	X		

		Периодичность					
	Объекты проверки	50	100	200	1000	Время	Инициалы
26.	<p>Если на самолете установлена система автопилота, осмотреть сервомеханизм управления балансировкой. Проверить на наличие следующих признаков:</p> <ul style="list-style-type: none"> – Коррозии и износа. – Ослабления крепления сервомеханизма. – Повреждения, деформации и износа шарнирного вала и зубчатых колес (см. подраздел 22-10). 		X	X	X		
27.	<p>Осмотреть элементы конструкции передней части кабины. Проверить на наличие признаков отклеивания, расслоения и повреждения, особенно следующих элементов:</p> <ul style="list-style-type: none"> – Обшивка фюзеляжа. – Противопожарная перегородка. – Пол. – Шпангоут крепления ручек управления. – Каналы топливопроводов. – Носовой главный шпангоут. – Задний главный шпангоут. – Внутренние поверхности передних и задних частей бортовых нервюр. – Деформационные элементы передних и задних кресел. 				X		

3. Средняя часть фюзеляжа (внутренние элементы)

		Периодичность					
	Объекты проверки	50	100	200	1000	Время	Инициалы
1.	Осмотреть огнетушитель. Убедиться, что: – Огнетушитель отсоединяется от монтажного кронштейна. – Огнетушитель заполнен.		X	X	X		
2.	Осмотреть багажную сетку. Убедиться в исправности пружинных замков.		X	X	X		
3.	Осмотреть аварийный приводной передатчик (см. подраздел 25-60).		X	X	X		
4.	Провести проверку системы аварийного приводного передатчика (см. подраздел 25-60).					1 год	
5.	Если на самолете установлена система автопилота, осмотреть сервомеханизм управления по тангажу. Проверить на наличие следующих признаков: – Коррозии и износа. – Ослабления крепления сервомеханизма. – Неисправности троса сервомеханизма. – Ослабление тросов сервомеханизма или хомутов на тяге-толкателе руля высоты (см. подраздел 22-10).		X	X	X		
6.	Осмотреть кабельные стяжки и электрические разъемы. Слегка потянуть стяжки (кабели) и убедиться, что соединения не ослабли.			X	X		
7.	Осмотреть направляющие тяги-толкателя руля высоты. Обратить особое внимание на правильность подключения и отсутствие помех движению.			X	X		
8.	Осмотреть механизм управления закрылками на заднем главном шпангоуте. Проверить на наличие следующих признаков: – Повреждения и коррозии. – Неправильного крепления; ослабления и выпадения стопорных устройств.			X	X		

		Периодичность					
	Объекты проверки	50	100	200	1000	Время	Инициалы
9.	Осмотреть индикатор положения и выключатели сигнализации положения закрылков. Обратить особое внимание на правильность подключения и работы.			X	X		
10.	Осмотреть систему управления элеронами на заднем главном шпангоуте. Проверить на наличие следующих признаков: – Повреждения и коррозии. – Неправильного крепления; ослабления и выпадения стопорных устройств.			X	X		
11.	Если на самолете установлена система автопилота, осмотреть сервомеханизм управления по крену. Проверить на наличие следующих признаков: – Коррозии и износа. – Ослабления крепления сервомеханизма. – Неисправности троса сервомеханизма. – Ослабление тросов сервомеханизма или хомутов на тяге-толкателе элерона (см. подраздел 22-10).		X	X	X		
12.	Проверить натяжение троса управления рулем направления (см. подраздел 27-20).			X	X		
13.	Осмотреть элементы конструкции средней части фюзеляжа. Проверить на наличие признаков отклеивания, расслоения и повреждения, особенно следующих элементов: – Половины обшивки фюзеляжа. – Шпангоут крепления багажного отсека.				X		
14.	Проверить всю поверхность верхней и нижней обшивки в средней части фюзеляжа на предмет расслоения методом низкоскоростного удара.					MSI	

		Периодичность					
	Объекты проверки	50	100	200	1000	Время	Инициалы
15.	Осмотреть блок Garmin G1000, расположенный за шпангоутом крепления багажного отсека. Проверить на наличие следующих признаков: – Ослабление кабельных стяжек, ненадежное крепление. – Неплотное соединение деталей.			X	X		
Примечание: Механическая проверка системы автопилота GFC 700 выполняется в обязательном порядке.							
16.	Выполнить механическую проверку системы автопилота GFC 700 (см. подраздел 22-10).				500		
17.	Проверить следующие элементы на наличие признаков износа и (или) коррозии: – Сервомеханизмы. – Узлы крепления сервомеханизмов (барабаны). – Тросы сервомеханизмов в сборе.		X	X	X	1 год	

4. Хвостовая часть фюзеляжа

		Периодичность					
	Объекты проверки	50	100	200	1000	Время	Инициалы
1.	Осмотреть всю поверхность хвостовой части фюзеляжа. Проверить на наличие повреждений (вмятин, трещин, отверстий и расслоения). Осмотреть лакокрасочное покрытие.		X	X	X		
2.	Проверить обшивку фюзеляжа на предмет расслоения методом низкоскоростного удара.					MSI	
3.	Осмотреть направляющие тяги-толкателя руля высоты. Проверить на наличие следующих признаков: – Неправильное крепление. – Заедание.			X	X		
4.	Осмотреть тросы управления и тандеры руля направления. Проверить на наличие следующих признаков: – Коррозии и износа. – Неправильная установка или крепление стопорных устройств.			X	X		
5.	Осмотреть вентиляционные и сливные отверстия в хвостовой части фюзеляжа. Убедиться в их чистоте.		X	X	X		
6.	Осмотреть элементы конструкции хвостовой части фюзеляжа. Проверить на наличие признаков отклеивания, расслоения и повреждения, особенно следующих элементов: – Половины обшивки фюзеляжа. – Кольцевые шпангоуты 1, 2 и 3.				X		
7.	Проверить отверстия приемника статического давления на предмет засорения.		X	X	X		

		Периодичность					
	Объекты проверки	50	100	200	1000	Время	Инициалы
8.	Осмотреть резервную аккумуляторную батарею блоков управления двигателем: – Проверить на герметичность, на предмет повреждения, на надежность крепления и на предмет ослабления соединений. – Измерить напряжение (должно быть не менее 24,5 В).		X	X	X		
9.	Заменить резервную аккумуляторную батарею блоков управления двигателем.					1 год	

5. Хвостовое оперение

		Периодичность					Инициалы
	Объекты проверки	50	100	200	1000	Время	
1.	Осмотреть всю поверхность хвостовой части фюзеляжа; киль и стабилизатор. Проверить на наличие повреждений (вмятин, трещин, отверстий и расслоения). Осмотреть лакокрасочное покрытие.		X	X	X		
2.	Осмотреть нижнюю часть киля. Проверить на наличие следующих признаков: – Повреждение нижней части киля. – Неправильное крепление.		X	X	X		
3.	Снять руль направления. Смазать втулки узлов навески (см. подраздел 55-40).		X	X	X	MSI	
4.	Осмотреть внутреннюю поверхность киля.			X	X		
5.	Осмотреть внутреннюю поверхность обшивки киля через все отверстия, пользуясь зеркалом и фонариком. Проверить на наличие повреждений, трещин и расслоения (см. подраздел 53-10).					MSI	
6.	Осмотреть внутренние элементы конструкции киля через все отверстия, пользуясь зеркалом и фонариком. Проверить на наличие повреждений, трещин, расслоения и отклеивания от обшивки киля. Обратить особое внимание на следующие элементы: – Передняя стенка. – Задняя стенка. – Нижняя нервюра (передняя и задняя части) – Элементы конструкции рядом с отверстиями для монтажных кронштейнов (см. подраздел 53-10).					MSI	
7.	Осмотреть элементы навески руля направления и соединения тросов управления РН.		X	X	X		
8.	Осмотреть опорный кронштейн руля направления.		X	X	X		

		Периодичность					
	Объекты проверки	50	100	200	1000	Время	Инициалы
9.	Осмотреть нижнюю кромку руля направления. Проверить на наличие трещин и деформации.		X	X	X		
10.	Осмотреть усиливающие элементы ограничителя руля направления. Проверить на наличие трещин и коррозии.		X	X	X		
11.	Осмотреть механизм триммера. Проверить на наличие следующих признаков: – Неправильное крепление. – Износ.		X	X	X		
12.	Осмотреть триммер на наличие повреждений. Обратить особое внимание на правильность крепления деталей; ослабления и выпадения стопорных устройств (см. подраздел 55-20).		X	X	X		
13.	Отрегулировать усилие трения механизма триммера.			X	X		
14.	Осмотреть стабилизатор: – Снять обтекатель стабилизатора. – Осмотреть монтажные кронштейны. Особое внимание обратить на наличие признаков коррозии болтов крепления (см. подраздел 55-10).			X	X		
15.	Снять законцовки со стабилизатора. – Осмотреть внутреннюю поверхность стабилизатора. Проверить на наличие признаков отклеивания, расслоения и повреждения половин обшивки, лонжеронов и нервюр. – Установить законцовки стабилизатора (см. подраздел 55-10).				X		
16.	Снять стабилизатор (см. подраздел 55-10).					MSI	

		Периодичность					Инициалы
	Объекты проверки	50	100	200	1000	Время	
17.	Осмотреть внутреннюю поверхность обшивки стабилизатора через все отверстия, пользуясь зеркалом и фонариком. Проверить на наличие повреждений, трещин и расслоения (см. подраздел 55-10).					MSI	
18.	Осмотреть внутренние элементы конструкции стабилизатора через все отверстия, пользуясь зеркалом и фонариком. Проверить на наличие повреждений, трещин, расслоения и отклеивания от обшивки стабилизатора. Обратить особое внимание на следующие элементы: <ul style="list-style-type: none"> – Передний лонжерон. – Задний лонжерон. – Задняя стенка. – Корневая нервюра (передняя, средняя и задняя часть). – Все внутренние нервюры и элементы жесткости. – Элементы конструкции рядом с отверстиями для монтажных кронштейнов (см. подраздел 55-10).					MSI	
19.	Осмотреть руль высоты на наличие повреждений. Обратить особое внимание на правильность крепления деталей; ослабления и выпадения стопорных устройств (см. подраздел 55-20).		X	X	X		
20.	Осмотреть узлы навески и кабанчик руля высоты. Обратить особое внимание на отсутствие чрезмерного люфта. Допускаемый люфт: <ul style="list-style-type: none"> – Осовой $\pm 1,00$ мм ($\pm 0,04$ дюйма). – Радиальный $\pm 0,25$ мм ($\pm 0,01$ дюйма). 		X	X	X		

		Периодичность					
	Объекты проверки	50	100	200	1000	Время	Инициалы
21.	Осмотреть тягу-толкатель руля высоты: – Снять тягу-толкатель руля высоты, проходящую через хвостовую часть фюзеляжа. – Проверить на наличие следов трения. – Установить тягу-толкатель (см. подраздел 27-30).				X		
22.	Осмотреть элементы конструкции кия. Проверить на наличие признаков отклеивания, расслоения и повреждения половин обшивки, лонжеронов и нервюр.				X		
23.	Осмотреть внутреннюю поверхность обшивки хвостовой части фюзеляжа через все отверстия, пользуясь зеркалом и фонариком. Проверить на наличие повреждений, трещин, расслоения и отклеивания от пеноматериала (см. подраздел 53-10).					MSI	
24.	Осмотреть внутренние элементы конструкции хвостовой части фюзеляжа через все отверстия, пользуясь зеркалом и фонариком. Проверить на наличие повреждений, трещин, расслоения и отклеивания от обшивки фюзеляжа. Обратить особое внимание на следующие элементы: – Кольцевые шпангоуты 1, 2 и 3.					MSI	
25.	Установить стабилизатор (см. подраздел 55-10).					MSI	
26.	Установить обтекатель стабилизатора (см. подраздел 55-10).			X	X		
27.	Установить руль направления (см. подраздел 55-40).		X	X	X		
28.	Осмотреть вентиляционные и сливные отверстия в стабилизаторе и рулевых поверхностях. Убедиться в их чистоте.		X	X	X		

6. Крылья

		Периодичность					Инициалы
	Объекты проверки	50	100	200	1000	Время	
1.	Осмотреть всю поверхность крыльев. Проверить на наличие повреждений (вмятин, трещин, отверстий и расслоения). Осмотреть лакокрасочное покрытие.		X	X	X		
2.	Осмотреть элероны. Проверить на наличие повреждений (вмятин, трещин, отверстий и расслоения).		X	X	X		
3.	Осмотреть узлы навески и кабанчик элерона. Обратить особое внимание на отсутствие чрезмерного люфта. Допустимый люфт: – Осовой $\pm 1,00$ мм ($\pm 0,04$ дюйма). – Радиальный $\pm 0,25$ мм ($\pm 0,01$ дюйма).		X	X	X		
4.	Осмотреть балансировочный груз элерона.		X	X	X		
5.	Осмотреть закрылки. Проверить на наличие повреждений (вмятин, трещин, отверстий и расслоения).		X	X	X		
6.	Осмотреть узлы навески и кабанчики закрылков. Обратить особое внимание на отсутствие чрезмерного люфта. Допустимый люфт: – Осовой $\pm 1,00$ мм ($\pm 0,04$ дюйма). – Радиальный $\pm 0,25$ мм ($\pm 0,01$ дюйма).		X	X	X		
7.	Осмотреть балансировочный груз закрылка.		X	X	X		

		Периодичность					
	Объекты проверки	50	100	200	1000	Время	Инициалы
8.	<p>Снять с крыла люки подхода к качалкам закрылков и элеронов (см. подраздел 52-40).</p> <ul style="list-style-type: none"> Осмотреть систему управления элеронами и закрылками. Обратить особое внимание на правильность крепления деталей; проверить на предмет ослабления и выпадения стопорных устройств (см. подразделы 27-10 и 27-50). Сняв люки, осмотреть систему металлизации топливного бака на предмет неправильного подключения и повреждения перемычек. Установить люки. 		X	X	X		
9.	<p>Осмотреть приемник полного давления. Проверить на наличие следующих признаков:</p> <ul style="list-style-type: none"> Неправильное крепление. Повреждение. Наличие посторонних предметов. 		X	X	X		
10.	Осмотреть вентиляционные и сливные отверстия в крыльях и рулевых поверхностях. Убедиться в их чистоте.		X	X	X		
11.	Снять законцовки крыла (см. подраздел 57-10).				X	MSI	
12.	<p>Демонтировать крылья (см. подраздел 57-10):</p> <ul style="list-style-type: none"> Осмотреть главные болты. Смазать главные болты. Осмотреть болты А. Смазать болты А. Осмотреть болты В. Смазать болты В <p>(см. подраздел 12-20).</p>				X	MSI	

		Периодичность					
	Объекты проверки	50	100	200	1000	Время	Инициалы
13.	Осмотреть внутреннюю поверхность обшивки крыльев через все отверстия, пользуясь зеркалом и фонариком. Проверить на наличие повреждений, трещин, расслоения и отклеивания от пеноматериала (см. подраздел 57-10).					MSI	
14.	Осмотреть внутренние элементы конструкции крыльев через все отверстия, пользуясь зеркалом и фонариком. Проверить на наличие повреждений, трещин, расслоения и отклеивания от обшивки центроплана. Обратить особое внимание на следующие элементы: <ul style="list-style-type: none"> – Передний лонжерон. – Задний лонжерон. – Задняя стенка. – Корневая нервюра (передняя, средняя и задняя часть). – Концевая нервюра. – Все внутренние нервюры и элементы жесткости (см. подраздел 57-10).					MSI	
15.	Осмотреть обшивку крыльев: <ul style="list-style-type: none"> – Внимательно проверить на наличие признаков повреждения. – Осмотреть каждый лонжерон, нервюру и стенку на наличие признаков отклеивания от обшивки. – Проверить обшивку на предмет расслоения методом низкоскоростного удара (см. подразделы 51-10 и 57-10).				X		
16.	Осмотреть тяги-толкатели элеронов: <ul style="list-style-type: none"> – Снять тяги-толкатели элеронов с крыльев. – Проверить на наличие следов трения. – Установить тяги-толкатели элеронов (см. подраздел 27-10).				X		

		Периодичность					
	Объекты проверки	50	100	200	1000	Время	Инициалы
17.	Осмотреть тяги-толкатели закрылков: – Снять тяги-толкатели закрылков с крыльев. – Проверить на наличие следов трения. – Установить тяги-толкатели закрылков (см. подраздел 27-50).				X		
ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: НЕ ДОПУСКАТЬ ПОПАДАНИЯ ТОПЛИВА НА КОЖУ. ПОПАДАНИЕ ТОПЛИВА НА КОЖУ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К РАЗВИТИЮ КОЖНЫХ ЗАБОЛЕВАНИЙ. ЗАПРЕЩАЕТСЯ ПРИМЕНЕНИЕ ОТКРЫТОГО ОГНЯ РЯДОМ С ТОПЛИВОМ. ТОПЛИВО ОБЛАДАЕТ ВЫСОКОЙ ГОРЮЧЕСТЬЮ. ВОЗГОРАНИЕ ТОПЛИВА МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ТРАВМАМ И ПОВРЕЖДЕНИЮ ОБОРУДОВАНИЯ.							
18.	Осмотреть выпускные отверстия топливных баков: – Очистить гребенчатые фильтры. – Проверить на наличие посторонних предметов. – Осмотреть контрольную проволоку на наличие дефектов.			X	X		
19.	Осмотреть продувочные клапаны топливных баков на предмет засорения.		X	X	X		
20.	Осмотреть топливные баки: – Слить топливо с самолета (см. подраздел 12-10). – Демонтировать топливные баки. – Проверить на наличие признаков коррозии, утечки и прочих повреждений. – Убедиться в отсутствии в баках посторонних предметов. – Заменить гибкие соединения между отдельными камерами топливных баков, а также между камерами топливных баков и заливными горловинами. – Установить топливные баки (см. подраздел 28-10).				X		
21.	Установить крылья (см. подраздел 57-10).				X		

		Периодичность					
	Объекты проверки	50	100	200	1000	Время	Инициалы
22.	Провести функциональную проверку реле нижнего уровня топлива: – Установить выключатель ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования) в положение ON (вкл.). – На основном пилотажном индикаторе (PFD) комплекса G1000 должно загореться предупредительное сообщение FUEL LOW (низкий уровень топлива). – Установить выключатель ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования) в положение OFF (выкл.).				X		
23.	Установить законцовки крыла (см. подраздел 57-10).				X		

7. Общие сведения

		Периодичность					
	Объекты проверки	50	100	200	1000	Время	Инициалы
1.	При необходимости осмотреть дополнительное оборудование. См. раздел 9 Руководства по летной эксплуатации («Дополнительное оборудование»).		X	X	X		
2.	При необходимости осмотреть дополнительное оборудование (установленное оборудование, отсутствующее в перечне в разделе 6.5 Руководства по летной эксплуатации).		X	X	X		
3.	Произвести смазку самолета (см. подраздел 12-20).		X	X	X		
4.	Измерить люфт органов управления элеронами и рулем высоты при заблокированных рулевых поверхностях (см. подраздел 27-30). Обратить особое внимание на отсутствие чрезмерного люфта. Измерить люфт верха ручки управления. – Максимальный допустимый люфт $\pm 2,5$ мм ($\pm 0,1$ дюйма) (см. подраздел 27-10).		X	X	X		
5.	Выполнить функциональную проверку системы управления элеронами (см. подраздел 27-10).		X	X	X		
6.	Выполнить функциональную проверку системы управления рулем направления (см. подраздел 27-20).		X	X	X		
7.	Выполнить функциональную проверку системы управления рулем высоты (см. подраздел 27-30).		X	X	X		
8.	Выполнить функциональную проверку системы управления триммером. Обратить особое внимание на правильность работы и индикации (см. подраздел 27-38).		X	X	X		
9.	Выполнить функциональную проверку системы закрылков (см. подраздел 27-50). Особое внимание обратить на усилие сдвига. При убранных закрылках: – Требуемое усилие сдвига 3 - 5 даН (6,7 - 11,2 фунт-с-фут).		X	X	X		

		Периодичность					
	Объекты проверки	50	100	200	1000	Время	Инициалы
10.	Снять самолет с подъемников (см. подраздел 07-10).			X	X		
11.	Выполнить проверку работы внешнего светотехнического оборудования.		X	X	X		
12.	Выполнить проверку работы обогрева ПВД.		X	X	X		
13.	Осмотреть самолет. Обратить особое внимание на наличие незакрепленных деталей и инструмента. Закрыть все люки. Установить следующие элементы: <ul style="list-style-type: none"> – Капот двигателя. – Крышка главной приборной панели. – Чехлы кресел. – Чехлы ручек управления. 	X	X	X	X		
<p>ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: НЕ ДОПУСКАЕТСЯ НАХОЖДЕНИЕ ЛЮДЕЙ В ОПАСНОЙ ЗОНЕ ВОЗДУШНОГО ВИНТА. НЕВЫПОЛНЕНИЕ ЭТОГО ТРЕБОВАНИЯ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ТРАВМАМ ИЛИ СМЕРТИ.</p> <p>ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: ЗАТЯНУТЬ СТОЯНОЧНЫЙ ТОРМОЗ. НЕВЫПОЛНЕНИЕ ЭТОГО ТРЕБОВАНИЯ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ДВИЖЕНИЮ САМОЛЕТА, ТРАВМАМ ИЛИ СМЕРТИ.</p>							
14.	Установить упорные колодки перед колесами основных опор шасси самолета.	X	X	X	X		
15.	Выполнить проверку двигателя после технического обслуживания: <ul style="list-style-type: none"> – Порядок запуска двигателя см. в Руководстве по летной эксплуатации. – Записать результаты. См. Руководство по техническому обслуживанию двигателя АЕ (последняя редакция). 	X	X	X	X		
16.	Осмотреть двигатель на наличие утечек.	X	X	X	X		
17.	Убедиться в надежной затяжке масляного фильтра двигателя. См. подраздел 79-00 или Руководство по техническому обслуживанию двигателя АЕ (последняя редакция).	X	X	X	X		

		Периодичность					
	Объекты проверки	50	100	200	1000	Время	Инициалы
18.	Выполнить контрольный облет. Занести результаты наземных испытаний двигателя и контрольного облета в Журнал технического обслуживания самолета.		X	X	X		

Примечание: После технического обслуживания заполняется Протокол технического обслуживания.
См. подраздел 05-28-90.

Примечание: После основного технического осмотра планера самолета (MSI) заполняется Протокол дефектации по результатам основного технического осмотра планера.
См. подраздел 05-28-93.

Подраздел 05-28-90

Протокол технического обслуживания

1. Протокол технического обслуживания

Протокол технического обслуживания заполняется после выполнения всех соответствующих работ по техническому обслуживанию, перечисленных в Технологической карте технического обслуживания.

DA 40 NG		
Серийный номер самолета:		Регистрационный номер:
Проверка: _____ (через 50, 100, 200, 1000 ч, годовой осмотр)		
ПРИМЕЧАНИЯ:		
Самолет по своему техническому состоянию пригоден к полетам.		
_____	_____	_____
Место	Дата	Подпись уполномоченного лица

Страница намеренно оставлена пустой

Подраздел 05-28-91

Протокол наземных испытаний двигателя

1. Протокол наземных испытаний двигателя

Провести испытания двигателя в соответствии с подразделом 71-00 и занести в Протокол результаты испытания и примечания по результатам.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: НЕ ДОПУСКАЕТСЯ НАХОЖДЕНИЕ В ОПАСНОЙ ЗОНЕ ВОЗДУШНОГО ВИНТА.
НЕВЫПОЛНЕНИЕ ЭТОГО ТРЕБОВАНИЯ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ТРАВМЕ ИЛИ СМЕРТИ.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: ПЕРЕД ПРОВОРАЧИВАНИЕМ ВОЗДУШНОГО ВИНТА УБЕДИТЬСЯ, ЧТО ДВИГАТЕЛЬ ОБЕСТОЧЕН.

УБЕДИТЬСЯ, ЧТО:

- ВЫКЛЮЧАТЕЛЬ ELECTRIC MASTER (ГЛАВНЫЙ ВЫКЛЮЧАТЕЛЬ ЭЛЕКТРООБОРУДОВАНИЯ) УСТАНОВЛЕН В ПОЛОЖЕНИЕ OFF (ВЫКЛ.).
- ВЫКЛЮЧАТЕЛЬ ENGINE MASTER (ГЛАВНЫЙ ВЫКЛЮЧАТЕЛЬ ДВИГАТЕЛЯ) УСТАНОВЛЕН В ПОЛОЖЕНИЕ OFF (ВЫКЛ.).
- РЫЧАГ УПРАВЛЕНИЯ ДВИГАТЕЛЕМ УСТАНОВЛЕН В ПОЛОЖЕНИЕ IDLE (МАЛЫЙ ГАЗ).

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: НЕ ДОПУСКАТЬ ПОПАДАНИЯ МАСЛА НА КОЖУ. ПОПАДАНИЕ МАСЛА НА КОЖУ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К РАЗВИТИЮ КОЖНЫХ ЗАБОЛЕВАНИЙ.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: НЕ ДОПУСКАТЬ ПОПАДАНИЯ ТОПЛИВА НА КОЖУ. ПОПАДАНИЕ ТОПЛИВА НА КОЖУ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К РАЗВИТИЮ КОЖНЫХ ЗАБОЛЕВАНИЙ. ЗАПРЕЩАЕТСЯ ПРИМЕНЕНИЕ ОТКРЫТОГО ОГНЯ РЯДОМ С ТОПЛИВОМ. ТОПЛИВО ОБЛАДАЕТ ВЫСОКОЙ ГОРЮЧЕСТЬЮ. ВОЗГОРАНИЕ ТОПЛИВА МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ТРАВМАМ И ПОВРЕЖДЕНИЮ ОБОРУДОВАНИЯ.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: ПОСЛЕ ЗАВЕРШЕНИЯ ПРОВЕРКИ УБРАТЬ ВСЕ НЕЗАКРЕПЛЕННЫЕ ПРЕДМЕТЫ И ИНСТРУМЕНТ. НАЛИЧИЕ НЕЗАКРЕПЛЕННЫХ ПРЕДМЕТОВ ИЛИ ИНСТРУМЕНТА МОЖЕТ ПРЕПЯТСТВОВАТЬ ПЕРЕМЕЩЕНИЮ ОРГАНОВ УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЕТОМ. ЭТО МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ТРАВМЕ ИЛИ СМЕРТИ.


ВНИМАНИЕ: ПРИ ДЕМОНТАЖЕ ДЕТАЛЕЙ И УЗЛОВ ЗАКРЫВАТЬ ОТВЕРСТИЯ (ТРУБОПРОВОДЫ) ЗАГЛУШКАМИ (КРЫШКАМИ). НЕВЫПОЛНЕНИЕ ЭТОГО ТРЕБОВАНИЯ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ПОПАДАНИЮ ПОСТОРОННИХ ПРЕДМЕТОВ В ОТВЕРСТИЯ (ТРУБОПРОВОДЫ) И НАРУШЕНИЮ РАБОТЫ СИСТЕМ САМОЛЕТА.


Страница намеренно оставлена пустой


Подраздел 05-28-92


Протокол контрольного облета

1. Протокол контрольного облета

	КОНТРОЛЬНЫЙ ОБЛЕТ (Информацию о необходимости выполнения см. в Технологической карте технического обслуживания)		DA 40 NG	
			Стр. 1 из 4	
Регистрация:	Пилот:	Аэродром:		
Дата:	Взлет:	Посадка:		
Функциональная проверка, поведение в полете		Результаты		
		Не применимо	НЕТ	ДА
Топливомеры				
Проблесковые огни, аэронавигационные огни				
Аварийная, предупредительная и уведомляющая сигнализация				
Высотомеры, включая высотомер в составе комплекса G1000, коррекция давления на уровне моря (QNH)				
Указатели воздушной скорости, включая указатель в составе комплекса G1000				
Вариометр в составе комплекса G1000				
Авиагоризонты, включая авиагоризонт в составе комплекса G1000				
Компас (G1000: гиродатчик курса с коррекцией; магнитный компас)				
Радиосвязь, проверка радиосвязи				
Пульт управления звуковой сигнализацией				
Навигационные приборы				
Режим совмещенной индикации комплекса G1000				
Насос перекачки топлива				
Топливные насосы				
Работа стартера				
Поведение двигателя при холодном запуске				
Указатель давления масла				
Указатель температуры топлива				
Указатель мгновенного расхода топлива				
Тахометр				
Указатель температуры масла двигателя				

	КОНТРОЛЬНЫЙ ОБЛЕТ (Информацию о необходимости выполнения см. в Технологической карте технического обслуживания)		DA 40 NG		
			Стр. 2 из 4		
Регистрация:	Пилот:	Аэродром:			
Дата:	Взлет:	Посадка:			
Функциональная проверка, поведение в полете		Результаты			
		Не применимо	НЕТ	ДА	
Указатель температуры охлаждающей жидкости					
Указатель температуры редуктора					
Подсветка приборов					
Заливающее освещение					
Лампы для чтения карт на потолочной панели					
Ручное управление подсветкой приборов G1000					
Стояночный тормоз					
Закрылки					
Рычаг управления двигателем					
Поведение при рулении и взлете					
Поведение при наборе высоты					
Кран резервного приемника статического давления					
Клапан подачи воздуха из резервного источника					
Указатель температуры наружного воздуха					
Хронометр (часы)					
Ответчик, режимы А и С					
Приемник VOR, указатель отклонения от курса					
АРК					
Приемник DME					
Система GPS, средства управления сигнализацией GPS					

	КОНТРОЛЬНЫЙ ОБЛЕТ (Информацию о необходимости выполнения см. в Технологической карте технического обслуживания)		DA 40 NG	
			Стр. 3 из 4	
Регистрация:	Пилот:	Аэродром:		
Дата:	Взлет:	Посадка:		
Функциональная проверка, поведение в полете		Результаты		
		Не применимо	НЕТ	ДА
Автопилот: <ul style="list-style-type: none"> – Режим полета по курсу (HDG) – Командный пилотажный прибор – Режим изменения эшелона (FLC) – Режим ухода на второй круг (GA) – Режим навигации (NAV) (при необходимости) – Задание и выдерживание высоты (ALT) / вертикальной скорости (VS) – Кнопка CWS (кнопка режима совмещенного управления) – Отключение (красная кнопка) 				
Обогрев / вентиляция кабины				
Поведение при полете на высокой скорости				
Продольная балансировка / диапазон балансировки				
Путевая балансировка				
Поперечная балансировка				
Поведение при полете на низкой скорости				
Обогрев ПВД				
Предупреждение о сваливании				
Курсовой радиомаяк, курсоглиссадная система				
Маркерный приемник				
Поведение при посадке				
Поведение двигателя при запуске в прогретом состоянии				
Поведение двигателя при останове				

	КОНТРОЛЬНЫЙ ОБЛЕТ (Информацию о необходимости выполнения см. в Технологической карте технического обслуживания)		DA 40 NG			
			Стр. 4 из 4			
Регистрация:	Пилот:	Аэродром:				
Дата:	Взлет:	Посадка:				
Функциональная проверка, поведение в полете					Результаты	
					Не применимо	НЕТ
Примечания:						
			(Пилот)			

Подраздел 05-28-93

Протокол дефектации планера (заполняется по результатам основного технического осмотра планера самолета)

1. Общие сведения

Заполнить Протокол дефектации планера. В Протокол вносится следующая информация:

- Дефекты, обнаруженные в ходе основного технического осмотра планера.
- Дефекты планера, обнаруженные в ходе соответствующей проверки через 1000 ч.
- Все дефекты планера, обнаруженные и устраненные с момента ввода самолета в эксплуатацию или с момента последнего основного технического осмотра планера (MSI).

Экземпляр заполненного Протокола дефектации планера отправить изготовителю самолета по адресу:

Diamond Aircraft Industries
Office of Airworthiness
N.A.Otto-Str. 5
A-2700 Wr. Neustadt
Austria (Австрия)

по почте, факсу (+43-2622-26780) или электронной почте (airworthiness@diamond-air.at).

Примечание: Заполненные бланки протокола дефектации планера используются изготовителем для непрерывного совершенствования процедуры основного технического осмотра планера самолета (MSI).

Необходимо заполнить следующий бланк:

ПРОТОКОЛ ДЕФЕКТАЦИИ ПЛАНЕРА DA 40 NG (ЗАПОЛНЯЕТСЯ ПО РЕЗУЛЬТАТАМ ОСНОВНОГО ТЕХНИЧЕСКОГО ОСМОТРА ПЛАНЕРА (MSI))			
Регистрация : _____		Дата : _____	
Серийный номер самолета : _____		Налет самолета, ч : _____	
Обслуживающая организация:		№ редакции Руководства по ТО, использовавшейся при проверке : _____	
		Подпись : _____	
№	Дефект/замечание	Способ ремонта, примечания	Налет с момента ввода нового самолета в эксплуатацию

№	Дефект/замечание	Способ ремонта, примечания	Налет с момента ввода нового самолета в эксплуатацию

Все дефекты устранены. Самолет по своему техническому состоянию пригоден к полетам.

Место: _____

Дата: _____

Подпись
уполномоченного
лица: _____

Страница намеренно оставлена пустой

Подраздел 05-50

Внеплановое техническое обслуживание

1. Общие сведения

Внеплановое техническое обслуживание проводится после каждого инцидента, который мог привести к повреждению самолета.

2. Проверка после жесткой посадки

Зоны самолета, подлежащие проверке после жесткой посадки, показаны на рисунке 1. Проверка после жесткой посадки проводится каждый раз при сообщении пилота о жесткой посадке, а также при приложении чрезмерных усилий в ходе наземного обслуживания.

А. Оборудование

Наименование	Количество	Шифр
Листы бумаги.	4	Серийная продукция.

В. Порядок действий

	Операции	Примечания
1.	Снять створки основных опор и носовой опоры шасси.	См. подраздел 52-40.
2.	Осмотреть фитинги шасси. Проверить на наличие трещин.	Пользоваться зеркалом и фонариком.
3.	Осмотреть фюзеляж в местах крепления стоек шасси. Проверить на наличие следующих признаков: – Расслоение деталей из стеклопластика. – Повреждение монтажных кронштейнов.	См. подраздел 32-10.
4.	Осмотреть подкосы стоек шасси. Проверить на наличие следующих признаков: – Изгибы. – Трещины.	См. подраздел 32-10.
5.	Выполнить проверку на развал-схождение, измерить колею.	См. подраздел 32-10.
6.	Осмотреть пневматики. Проверить на наличие порезов на боковых поверхностях.	См. подраздел 32-40.

	Операции	Примечания
7.	Осмотреть тормозные диски. Проверить на наличие повреждений. Провернув колесо, убедиться, что диск не изогнут.	
8.	Осмотреть носовую опору шасси. Проверить на наличие следующих признаков: <ul style="list-style-type: none"> – Деформация верхней поперечины моторной рамы. – Повреждения в области оси колеса носовой опоры. 	
9.	Осмотреть трубку эластомерного пружинного пакета на предмет изгиба: <ul style="list-style-type: none"> – Снять эластомерный пружинный пакет. – Снять эластомерные элементы. – Осмотреть трубку. При наличии признаков износа или деформации заменить трубку. Асимметричный износ не допускается. – Заменить изношенные эластомерные элементы и эластомерные элементы с трещинами. – Отрегулировать и установить амортизатор. 	См. подраздел 32-20.
ВНИМАНИЕ: ПРИ НАЛИЧИИ ПОДОЗРЕНИЙ НА ПОВРЕЖДЕНИЕ УЗЛОВ САМОЛЕТА, ПЕРЕДАЮЩИХ НАГРУЗКУ, ОБРАТИТЬСЯ ЗА КОНСУЛЬТАЦИЕЙ К ИЗГОТОВИТЕЛЮ САМОЛЕТА.		
10.	Осмотреть прямоугольный профиль с нижней стороны фюзеляжа на предмет расслоения. Обратить особое внимание на зону подшипников носовой опоры шасси.	
11.	Снять амортизатор с носовой опоры шасси и осмотреть его. Проверить на наличие необычного люфта.	

	Операции	Примечания
12.	Осмотреть рулевые поверхности. Проверить: <ul style="list-style-type: none">– Правильность крепления узлов навески.– Правильность крепления балансировочных грузов к элементам конструкции самолета.	
13.	Осмотреть переднюю кромку крыла на наличие повреждений.	
14.	Осмотреть зоны крепления обшивок крыла к лонжеронам. Проверить на наличие трещин.	
15.	Осмотреть передние кромки стабилизатора и киля на наличие повреждений.	
16.	Осмотреть моторную раму.	
17.	Осмотреть точки крепления моторной рамы к противопожарной перегородке.	
18.	Осмотреть винт. Проверить, не касался ли воздушный винт земли.	

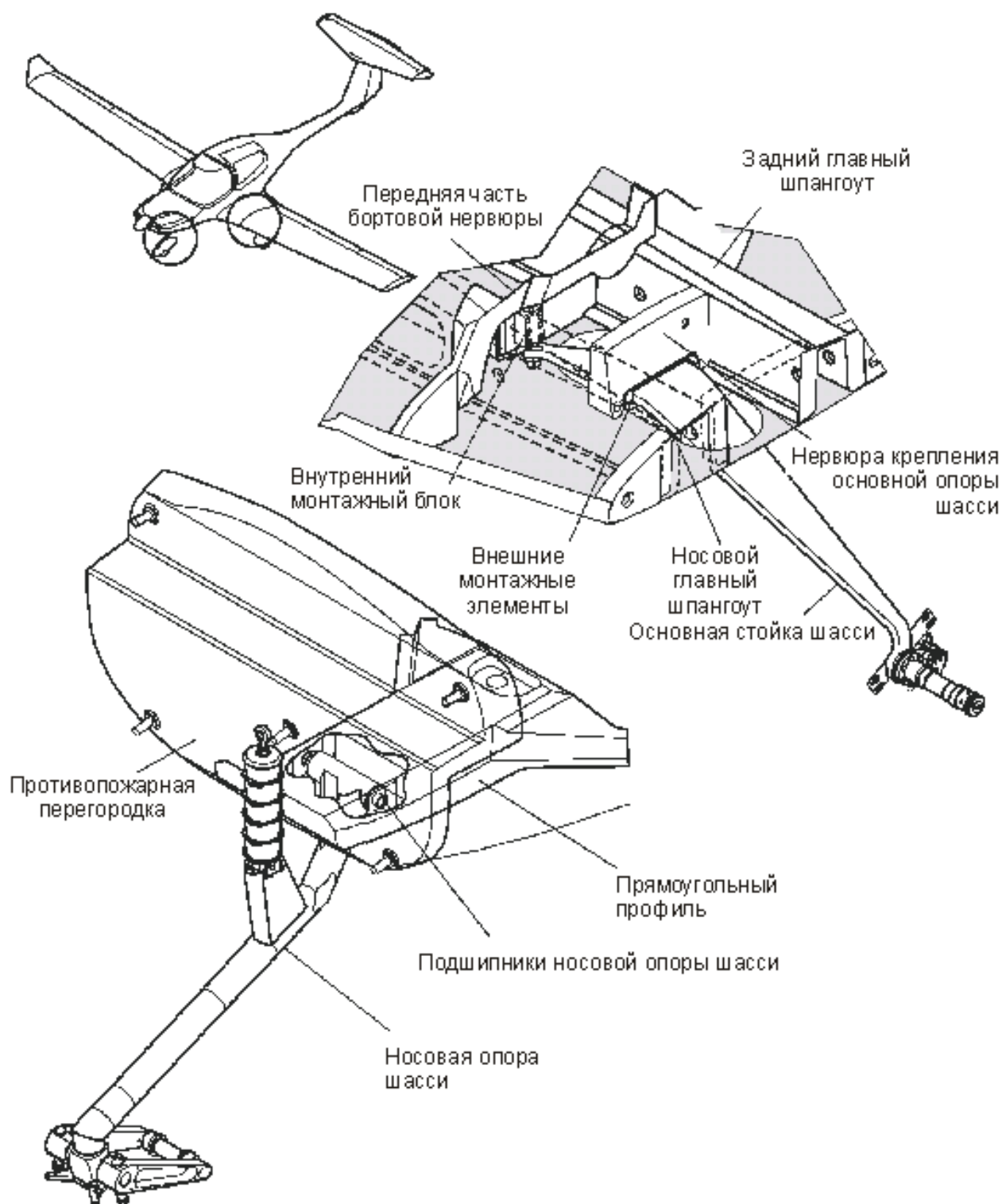


Рисунок 1. Зоны, подлежащие проверке после жесткой посадки

3. Удар воздушным винтом

Удар воздушным винтом происходит при столкновении вращающегося винта (при работающем двигателе) с неподвижным объектом или подвижного объекта с неподвижным винтом.

А. Удар воздушным винтом при работающем двигателе

При столкновении воздушного винта с неподвижным объектом при работающем двигателе:

	Операции	Примечания
1.	Снять воздушный винт.	См. раздел 61.
2.	Демонтировать двигатель. См. раздел 71-00, связаться с АЕ.	
3.	Выполнить проверку моторной рамы.	См. подраздел 71-20.
4.	Выполнить проверку воздушного винта.	См. документ «Воздушный винт mt-Propeller. Руководство владельца» (последняя редакция).

В. Удар по воздушному винту движущимся объектом

При ударе по неподвижному воздушному винту движущимся объектом:

	Операции	Примечания
1.	Выполнить проверку воздушного винта. При необходимости демонтажа воздушного винта для ремонта, за исключением незначительной правки лопастей, выполнить проверку в объеме, предусмотренном для проверки при ударе вращающимся воздушным винтом.	См. документ «Воздушный винт mt-Propeller. Руководство владельца» (последняя редакция).
2.	Осмотреть самолет на наличие повреждений.	

4. Пожар двигателя

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: ПЕРЕД НАЧАЛОМ РАБОТ НА САМОЛЕТЕ УБЕДИТЬСЯ, ЧТО ПОЖАР ПОТУШЕН, ДОЖДАТЬСЯ ОХЛАЖДЕНИЯ ДВИГАТЕЛЯ И ОТСОЕДИНИТЬ АККУМУЛЯТОРНУЮ БАТАРЕЮ.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: ПОЖАР МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ЗНАЧИТЕЛЬНОМУ УМЕНЬШЕНИЮ ПРОЧНОСТИ УГЛЕПЛАСТИКА. ПРИ ПОВРЕЖДЕНИИ УГЛЕПЛАСТИКА ЭКСПЛУАТАЦИЯ САМОЛЕТА ЗАПРЕЩАЕТСЯ. ОБРАТИТЬСЯ К ИЗГОТОВИТЕЛЮ ЗА КОНСУЛЬТАЦИЕЙ.

	Операции	Примечания
1.	Снять капоты двигателя.	См. подраздел 71-10.
2.	Отсоединить батареи самолета (главную аккумуляторную батарею и резервную аккумуляторную батарею блоков управления двигателем).	См. подраздел 24-31.
3.	Осмотреть капоты двигателя. Проверить на наличие признаков повреждения в результате пожара.	
4.	Осмотреть электрические кабели. Проверить на наличие признаков повреждения в результате пожара.	Заменить поврежденные кабели.
5.	Осмотреть топливные магистрали. Особое внимание обратить на следы повреждения огнем противопожарных рукавов.	Заменить поврежденные топливные магистрали.
6.	Осмотреть маслопроводы двигателя. Особое внимание обратить на следы повреждения огнем противопожарных рукавов.	Заменить поврежденные маслопроводы.
7.	Осмотреть двигатель. Проверить на наличие следующих признаков: <ul style="list-style-type: none">– Повреждение воздушного фильтра двигателя.– Повреждение уплотнительных прокладок и уплотнений.– Повреждение амортизаторов двигателя.– Повреждение моторной рамы.– Повреждение трубопроводов и шлангов.	Все обнаруженные повреждения зафиксировать в письменном виде и обратиться к изготовителю двигателя за консультацией до начала ремонта и эксплуатации двигателя.

	Операции	Примечания
8.	<p>Осмотреть фюзеляжный отсек. Проверить на наличие следующих признаков:</p> <ul style="list-style-type: none"> – Пузырение краски или следы нагара. – Отклеивание обшивки gondoly от противопожарной перегородки. <p>При обнаружении любых повреждений обратиться к изготовителю самолета за консультацией.</p>	
<p>ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: ЗАПРЕЩАЕТСЯ НАПРАВЛЯТЬ СТРУЮ ОГНЕТУШИТЕЛЯ НА ЛЮДЕЙ. ОГНЕТУШИТЕЛЬ МОЖЕТ БЫТЬ ЗАПРАВЛЕН ЕДКИМ ИЛИ ТОКСИЧНЫМ ОГНЕТУШАЩИМ ВЕЩЕСТВОМ. ПРИ ОЧИСТКЕ ДВИГАТЕЛЯ ВЫПОЛНЯТЬ ТРЕБОВАНИЯ ИНСТРУКЦИИ ПО ТЕХНИКЕ БЕЗОПАСНОСТИ ИЗГОТОВИТЕЛЯ ОГНЕТУШИТЕЛЯ. ПОЛЬЗОВАТЬСЯ РЕКОМЕНДОВАННЫМИ ЗАЩИТНЫМИ МАСКАМИ И ПЕРЧАТКАМИ.</p>		
9.	Очистить двигатель. Тщательно удалить с двигателя все следы огнетушащего вещества.	См. инструкции изготовителя огнетушителя.
10.	Подключить батареи самолета (главную аккумуляторную батарею и резервную аккумуляторную батарею блоков управления двигателем).	См. подраздел 24-31.
11.	Найти и устранить неисправность двигателя. Установить причину пожара двигателя. По возможности выполнить необходимый ремонт.	Перед началом работ по ремонту и эксплуатации двигателя проконсультироваться у изготовителя двигателя.
12.	Установить капоты двигателя.	См. подраздел 71-10.
13.	Выполнить пробный запуск двигателя.	См. Руководство по техническому обслуживанию двигателя АЕ (последняя редакция).

5. Удар молнии

Молния обычно попадает в самолет в одной точке и выходит в другой. Эти точки называются «точками входа и выхода разряда» и обычно соответствуют крайним точкам самолета. Наибольшие повреждения часто наблюдаются именно в точках входа и выхода разряда. Возможно наличие более двух точек входа и выхода разряда.

После сообщения об ударе молнии необходимо провести проверку, порядок которой описан в подпункте D, до следующего полета.

A. Повреждения группы 1

Повреждения группы 1 представляют собой прямые повреждения, вызванные разрядом молнии. Чтобы обнаружить такие повреждения, необходимо произвести тщательный осмотр всей внешней поверхности самолета, обращая особое внимание на наличие подгаров, прожогов, изменение цвета и другие физические повреждения. При обнаружении такого повреждения необходимо снять панели или оборудование для обследования повреждений внутренних деталей и узлов самолета. Обратить особое внимание на зону, прилегающую к месту внешнего повреждения.

Необходимо также осмотреть систему молниезащиты самолета, обращая особое внимание на признаки термического повреждения, деформацию трубок и перемычек металлизации. Осмотреть на предмет термического повреждения элементы конструкции, прилегающие к трубкам и перемычкам металлизации. Информацию о системе молниезащиты см. в подразделе 51-80.

B. Повреждения группы 2

Повреждения группы 2 представляют собой косвенные повреждения, вызванные разрядом молнии, и обычно вызываются электромагнитными полями, возникающими при разряде молнии. Электромагнитные поля могут генерировать временные напряжения в проводке самолета. Такие временные напряжения могут вызывать повреждения электрических и электронных деталей и узлов самолета. Информацию об электропроводке самолета см. в разделе «Монтажные схемы».

Примечание: При обнаружении повреждений в результате удара молнии необходимо сделать запись об этих повреждениях и обратиться за консультацией в компанию Diamond Aircraft до начала работ по ремонту и эксплуатации самолета.

С. Оборудование

Наименование	Количество	Шифр
Прибор для проверки металлизации.	1	Серийная продукция.

Д. Осмотр после удара молнии

	Операции	Примечания
1.	<p>Осмотреть всю поверхность фюзеляжа. Обратить особое внимание на следующие зоны:</p> <ul style="list-style-type: none"> – Воздушный винт и обтекатель. – Выхлопные трубы. – Суфлер двигателя. – Ручки фонаря кабины. – Антенны. – Статические разрядники. – Законцовка кия. – Руль направления. – Нижняя часть кия. 	<p>При обнаружении любых повреждений выполнить осмотр внутренних деталей и узлов самолета, особенно в районе внешнего повреждения. Все обнаруженные повреждения зафиксировать в письменном виде и обратиться в компанию Diamond Aircraft за консультацией до начала работ по ремонту и эксплуатации самолета.</p> <p>При обнаружении признаков удара молнии в воздушный винт, обтекатель воздушного винта, выхлопную трубу или суфлер двигателя демонтировать двигатель с самолета и отправить его в компанию Austro Engine GmbH.</p> <p>Порядок демонтажа двигателя см. в разделе 71-00.</p>

	Операции	Примечания
2.	<p>Осмотреть поверхность левого крыла на предмет повреждения в результате удара молнии. Обратить особое внимание на следующие зоны:</p> <ul style="list-style-type: none">– Приемник полного давления.– Статические разрядники.– Законцовка крыла.– Проблесковые огни.– Огни на законцовке крыла.– Задняя кромка крыла.– Задняя кромка элерона.– Задняя кромка закрылка.– Кабанчик элерона.– Кабанчик закрылка.	<p>При обнаружении любых повреждений выполнить осмотр внутренних деталей и узлов самолета, особенно в районе внешнего повреждения. Все обнаруженные повреждения зафиксировать в письменном виде и обратиться в компанию Diamond Aircraft за консультацией до начала работ по ремонту и эксплуатации самолета.</p>
3.	<p>Осмотреть поверхность правого крыла на предмет повреждения в результате удара молнии. Обратить особое внимание на следующие зоны:</p> <ul style="list-style-type: none">– Законцовка крыла.– Статические разрядники.– Проблесковые огни.– Огни на законцовке крыла.– Задняя кромка крыла.– Задняя кромка элерона.– Задняя кромка закрылка.– Кабанчик элерона.– Кабанчик закрылка.	<p>При обнаружении любых повреждений выполнить осмотр внутренних деталей и узлов самолета, особенно в районе внешнего повреждения. Все обнаруженные повреждения зафиксировать в письменном виде и обратиться в компанию Diamond Aircraft за консультацией до начала работ по ремонту и эксплуатации самолета.</p>

	Операции	Примечания
4.	<p>Осмотреть поверхность стабилизатора на предмет повреждения в результате удара молнии. Обратить особое внимание на следующие зоны:</p> <ul style="list-style-type: none"> – Законцовка стабилизатора. – Статические разрядники. – Задняя кромка. – Задняя кромка руля высоты. – Триммер. 	<p>При обнаружении любых повреждений выполнить осмотр внутренних деталей и узлов самолета, особенно в районе внешнего повреждения. Все обнаруженные повреждения зафиксировать в письменном виде и обратиться в компанию Diamond Aircraft за консультацией до начала работ по ремонту и эксплуатации самолета.</p>
5.	<p>Осмотреть основные опоры шасси. Обратить особое внимание на следующие зоны:</p> <ul style="list-style-type: none"> – Обтекатели колес. – Точки крепления стоек основных опор шасси. 	См. подраздел 32-10.
6.	<p>Осмотреть носовую опору шасси. Обратить особое внимание на следующие зоны:</p> <ul style="list-style-type: none"> – Обтекатель колеса. – Точки крепления стойки носовой опоры шасси. 	См. подраздел 32-20.
7.	<p>Проверить ход органов управления от начальной до конечной позиции. Проверить на наличие следующих признаков:</p> <ul style="list-style-type: none"> – Чрезмерные усилия и необычные ощущения при перемещении. – Ограниченный ход. – Шум. 	См. подраздел 27-00.

	Операции	Примечания
8.	<p>Осмотреть металлические трубы и перемычки металлизации в фюзеляже и крыльях. Проверить на наличие следующих признаков:</p> <ul style="list-style-type: none"> – Термическое повреждение и изменение цвета. – Сплавление соединений металлизации. – Следы нагара и обгорания на элементах конструкции, прилегающих к трубкам. <p>При отсутствии доступа к трубке или перемычке металлизации по всей ее длине пользоваться прибором для проверки металлизации.</p>	<p>Все обнаруженные повреждения зафиксировать в письменном виде и обратиться в компанию Diamond Aircraft за консультацией до начала работ по ремонту и эксплуатации самолета.</p> <p>См. подраздел 51-80.</p> <p>Выполнять указания изготовителя прибора для проверки металлизации. Сопротивление должно находиться в пределах, приведенных в подразделе 51-80.</p>
9.	<p>Выполнить проверку следующего светотехнического оборудования:</p> <ul style="list-style-type: none"> – Внешнее светотехническое оборудование: <ul style="list-style-type: none"> – Аэронавигационные огни. – Проблесковые огни. – Посадочная фара. – Рулежная фара. – Внутреннее светотехническое оборудование: <ul style="list-style-type: none"> – Освещение приборов на главной приборной панели. – Заливающее освещение приборов. – Кабинные потолочные светильники. 	<p>См. подраздел 33-40.</p> <p>См. подраздел 33-10.</p>
10.	Выполнить проверку системы обогрева ПВД.	См. подраздел 34-10.
11.	<p>Выполнить проверку комплекса Garmin G1000:</p> <ul style="list-style-type: none"> – Проверить все функции комплекса G1000. 	См. документ «Комплекс Garmin G1000. Руководство по оперативному техническому обслуживанию» (последняя редакция).
12.	<p>Проверить ход рычагов управления двигателем от начальной до конечной позиции. Проверить на наличие следующих признаков:</p> <ul style="list-style-type: none"> – Чрезмерные усилия и необычные ощущения при перемещении. – Ограниченный ход. – Шум. 	См. подраздел 76-10.

	Операции	Примечания
13.	Выполнить осмотр металлизации и проводки двигателя.	
14.	<p>Проверить ход органов управления обогревом кабины от начальной до конечной позиции. Проверить на наличие следующих признаков:</p> <ul style="list-style-type: none"> – Чрезмерные усилия и необычные ощущения при перемещении. – Ограниченный ход. – Шум. 	См. подраздел 21-40.
15.	<p>Проверить ход рычага стояночного тормоза от начальной до конечной позиции. Проверить на наличие следующих признаков:</p> <ul style="list-style-type: none"> – Чрезмерные усилия и необычные ощущения при перемещении. – Ограниченный ход. – Шум. 	См. подраздел 32-40.
16.	<p>Выполнить опробование двигателя. Обратить особое внимание на нештатную работу следующих систем:</p> <ul style="list-style-type: none"> – Системы контроля двигателя. – Система генерирования постоянного тока. 	<p>См. подраздел 71-00. См. подраздел 31-00. См. подраздел 24-30.</p>
17.	Выполнить проверку блока управления двигателем.	См. подраздел 71-00.
18.	Выполнить проверку переключения блоков управления двигателем.	См. подраздел 71-00.
19.	Обратиться к изготовителю двигателя.	
20.	Устранить девиацию компаса.	

6. Перегрев

	Операции	Примечания
(1)	Проверить уровень жидкости и убедиться в отсутствии утечек.	
(2)	Проверить данные и образец масла; отправить данные и образец в компанию Austro Engine GmbH.	

7. Высокий расход масла

	Операции	Примечания
(1)	Проверить двигатель на наличие утечек масла.	
(2)	Проверить компрессию.	

8. Падение давления масла

	Операции	Примечания
(1)	Проверить количество масла.	
(2)	Проверить индикацию.	
(3)	Проверить подключение проводки.	
(4)	Уточнить, не выполнялись ли полеты с отрицательной перегрузкой (визуальный осмотр выпускного отверстия суфлера на предмет загрязнения масла).	

9. Невозможно запустить двигатель

	Операции	Примечания
(1)	Проверить напряжение.	
(2)	Проверить состояние батареи.	
(3)	Считать данные и отправить их в компанию Austro Engine GmbH.	

РАЗДЕЛ 06

РАЗМЕРЫ И ПЛОЩАДИ

Страница намеренно оставлена пустой

СОДЕРЖАНИЕ

РАЗДЕЛ 06 РАЗМЕРЫ И ПЛОЩАДИ

1.	Общие сведения	1
2.	Размеры	2
3.	Протоколы регулировки.....	3
4.	Масса и статические моменты рулевых поверхностей.....	5

Страница намеренно оставлена пустой

РАЗДЕЛ 06**РАЗМЕРЫ И ПЛОЩАДИ****1. Общие сведения**

Размеры и площади самолета DA 40 NG указаны в единицах международной системы СИ. В скобках приведены также значения в единицах британской системы. Например: Размах крыла 11,63 м (38,16 фута).

Формулы для пересчета единиц системы СИ в единицы британской системы и обратно приведены в разделе 02.

2. Размеры

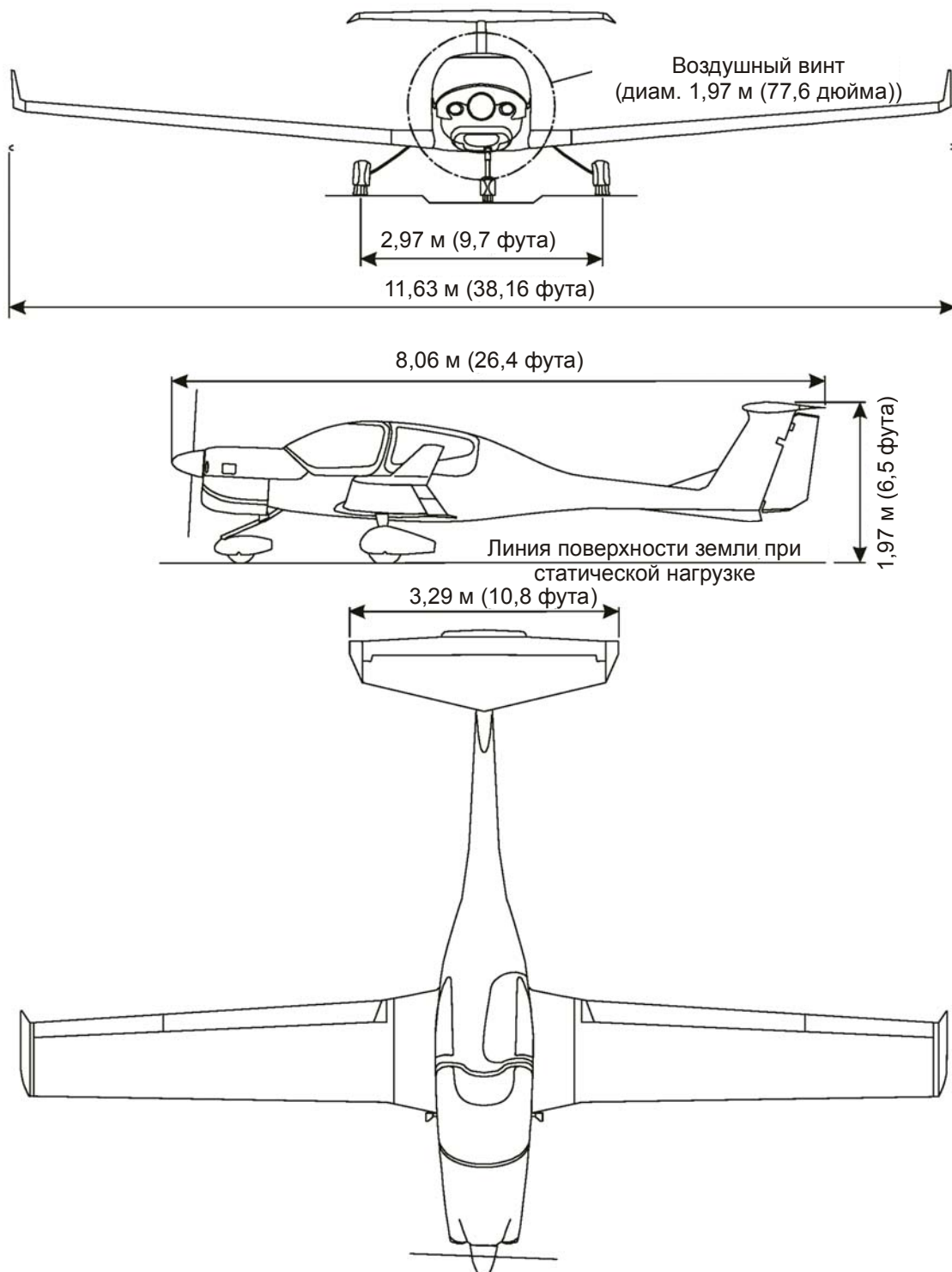


Рисунок 1. Габаритные размеры самолета DA 40 NG (значения приблизительные)

DA 40 NG	
Габаритные размеры	
Размах крыла	11,63 м (38,16 фута)
Длина	8,06 м (26,44 фута)
Высота (номинальная)	1,97 м (6,46 фута)
Крыло	
Аэродинамический профиль	Wortmann FX 63-137/20-W4
Площадь крыльев	13,244 м ² (142,6 фут ²)
Угол поперечного V (номинальный)	5°
Угол атаки (номинальный)	0°
Горизонтальное хвостовое оперение	
Размах	3,29 м (10,79 фута)
Угол атаки	-3,0° относительно продольной оси самолета
Шасси (типовые значения в статическом равновесии, при нормальной загрузке)	
Колея	2,97 м (9,74 фута)
База	1,68 м (5,51 фута)
Колесо носовой опоры шасси	5.00-5; 6 PR, камерный, 120 миль/ч
Колесо основной опоры	15x6.0-6; 6 PR, камерный, 160 миль/ч

3. Протоколы регулировки

После постройки самолета DA 40 NG результаты измерений вносятся в Протокол регулировки на предприятии-изготовителе. См. рисунок 2. Этот протокол входит в пакет документации на самолет.

При измерении размеров необходимо пользоваться Протоколом регулировки для выявления отклонений.

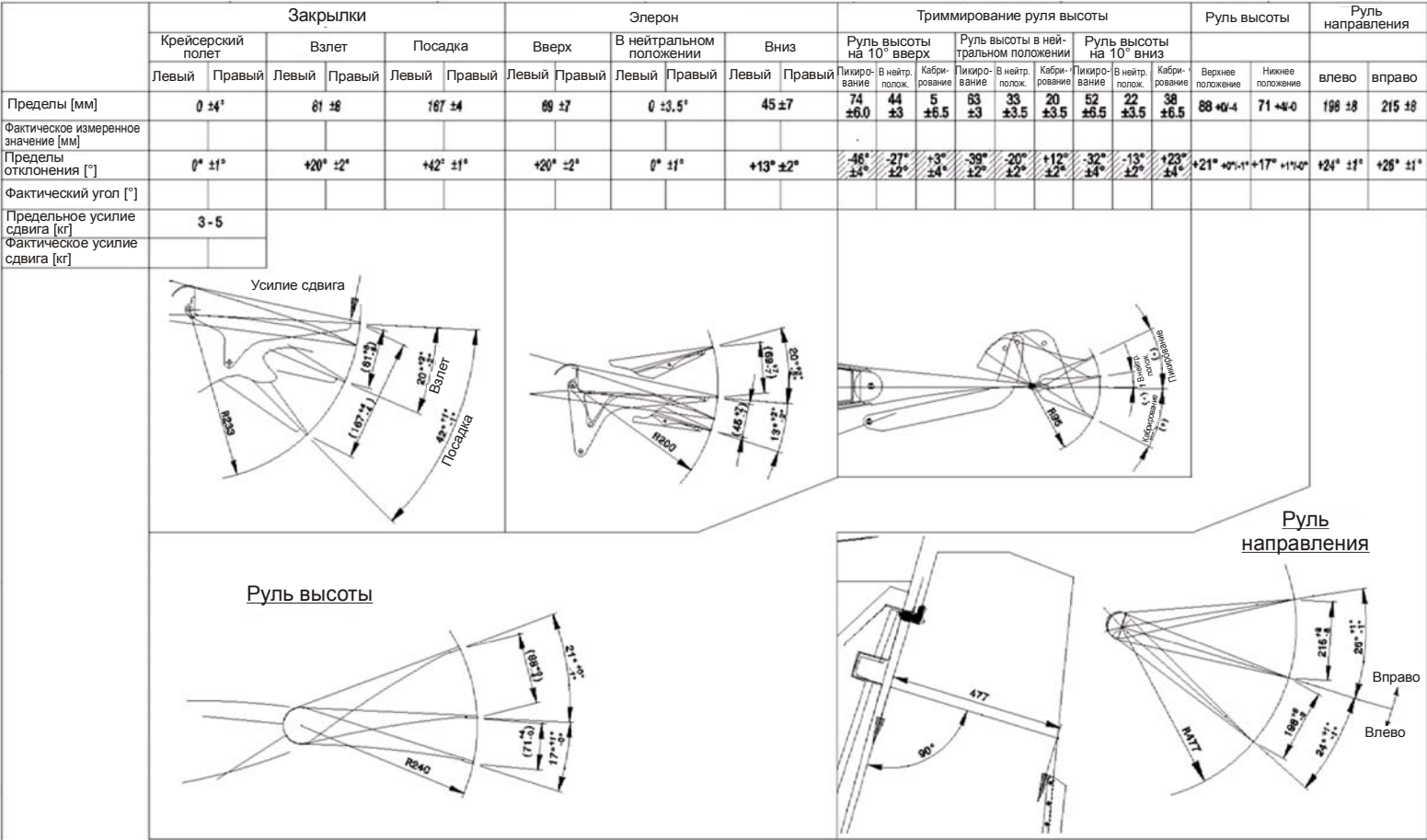


Рисунок 2. Протокол регулировки рулевых поверхностей.

4. Масса и статические моменты рулевых поверхностей

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: ПОСЛЕ ОКРАСКИ (ИЛИ РЕМОНТА) РУЛЕВЫХ ПОВЕРХНОСТЕЙ НЕОБХОДИМО УБЕДИТЬСЯ, ЧТО ЗНАЧЕНИЯ МАСС И СТАТИЧЕСКИХ МОМЕНТОВ РУЛЕВЫХ ПОВЕРХНОСТЕЙ НАХОДЯТСЯ В ПРЕДЕЛАХ, УКАЗАННЫХ В ПРОТОКОЛЕ БАЛАНСИРОВКИ РУЛЕВЫХ ПОВЕРХНОСТЕЙ. ЭТО ПОЗВОЛИТ ПРЕДОТВРАТИТЬ ФЛАТТЕР РУЛЕВЫХ ПОВЕРХНОСТЕЙ.

Для измерения статических моментов необходимо снять рулевую поверхность с самолета. Порядок измерения см. в подразделе 51-60.

Если измеренные значения выходят за пределы, указанные в Протоколе балансировки рулевых поверхностей, необходимо обратиться за консультацией к изготовителю до начала регулировки балансировочного груза.

Страница намеренно оставлена пустой

РАЗДЕЛ 07

УСТАНОВКА НА ПОДЪЕМНИКИ И ВЫВЕШИВАНИЕ

Страница намеренно оставлена пустой

СОДЕРЖАНИЕ

РАЗДЕЛ 07

УСТАНОВКА НА ПОДЪЕМНИКИ И ВЫВЕШИВАНИЕ

1. Общие сведения	1
-------------------------	---

Подраздел 07-10

Установка на подъемники

1. Общие сведения	1
2. Подъем самолета на подъемниках	1

Страница намеренно оставлена пустой

РАЗДЕЛ 07

УСТАНОВКА НА ПОДЪЕМНИКИ И ВЫВЕШИВАНИЕ

1. Общие сведения

Самолет DA 40 NG не имеет такелажных узлов. Подъем самолета производится при помощи строп.

Поднимать крылья и стабилизатор можно вручную.

Порядок подъема самолета описан в подразделе 07-10.

Страница намеренно оставлена пустой

Подраздел 07-10

Установка на подъемники

1. Общие сведения

Самолет DA 40 NG имеет три точки установки подъемников. Предусмотрены основные точки установки подъемников под каждой корневой частью крыла и узел швартовки в нижней части киля, который используется в качестве задней точки установки подъемника. Для проведения технического обслуживания поднять фюзеляж при помощи трех гидropодъемников. Для удержания носовой части фюзеляжа установить ее на опору со специальной выемкой. Установить стандартные опоры под крылья в местах присоединения законцовок к крыльям. См. рисунок 1.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: ЗАПРЕЩАЕТСЯ ВЫВЕШИВАТЬ САМОЛЕТ ВНЕ АНГАРА, ЕСЛИ СКОРОСТЬ ВЕТРА ПРЕВЫШАЕТ 10 КМ/Ч (6 УЗЛОВ).

2. Подъем самолета на подъемниках

А. Оборудование

Наименование	Количество	Обозначение
Подъемники самолетные (грузоподъемностью не менее 800 кг / 1764 фунта).	3	Серийная продукция.
Носовая опора.	1	Серийная продукция.
Опоры под крылья.	2	Серийная продукция.

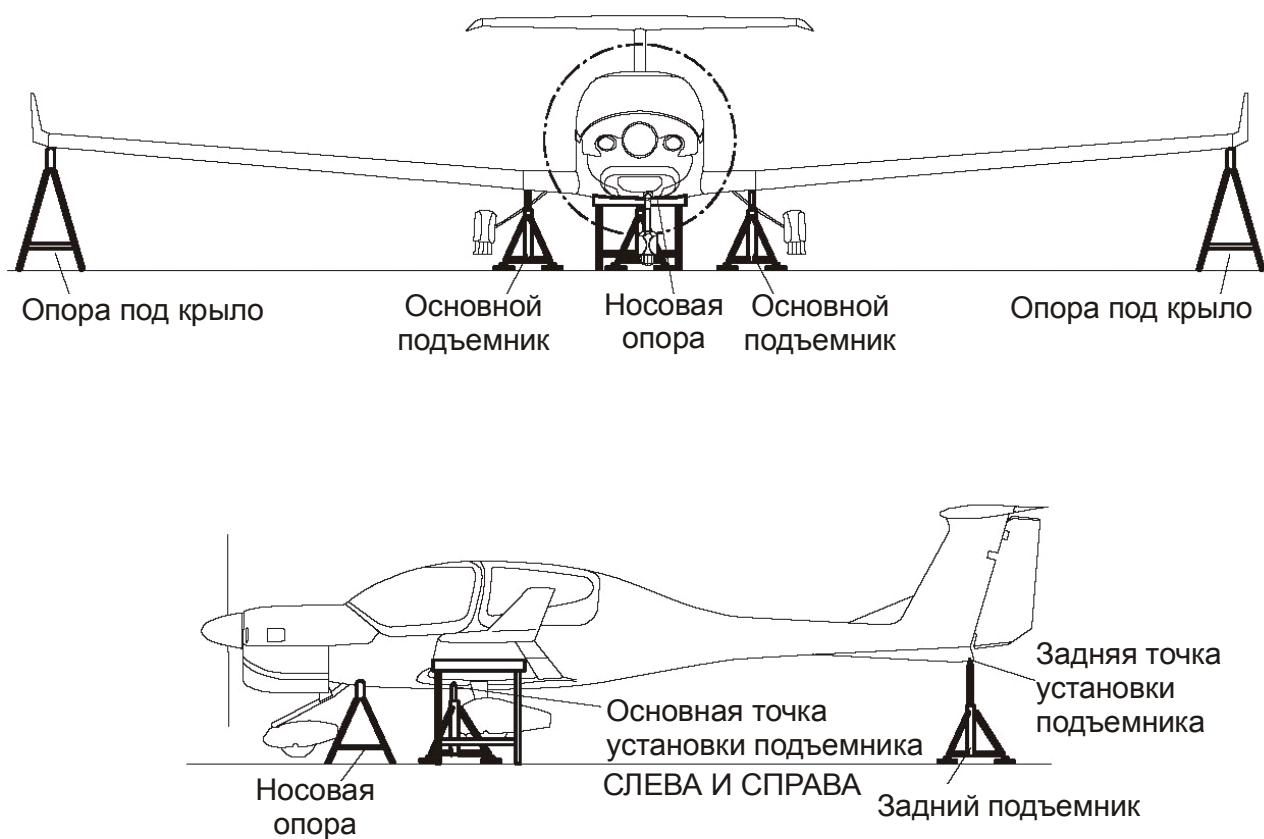


Рисунок 1. Подъем самолета на подъемниках

В. Подъем самолета

	Операции	Примечания/Ссылки
ВНИМАНИЕ: ПРИ ОБСЛУЖИВАНИИ ПОД ОТКРЫТЫМ НЕБОМ РАЗВЕРНУТЬ САМОЛЕТ ПРОТИВ ВЕТРА. МАКСИМАЛЬНАЯ СКОРОСТЬ ВЕТРА — 10 КМ/Ч (6 УЗЛОВ).		
(1)	Затянуть стояночный тормоз. Поставить упорные колодки под колеса основных опор шасси.	
(2)	Установить два подъемника под основные точки установки подъемников. Поднять платформы подъемников до упора в опорные пластины.	См. рисунок 1. Опорные пластины для подъемников установлены на нижней поверхности корневой части крыльев, спереди от переднего главного лонжерона.
(3)	Установить подъемник под заднюю точку установки подъемника. Поднять платформу подъемника до упора в опорную пластину кия.	
(4)	Поднять платформы всех подъемников до отрыва колес самолета от земли.	Поднимать платформы подъемников необходимо одновременно, чтобы обеспечить ровное положение самолета.
(5)	При необходимости выполнить нивелировку самолета.	См. подраздел 08-20.
ВНИМАНИЕ: НЕ УСТАНАВЛИВАТЬ ОПОРЫ ПОД СРЕДНЮЮ ЧАСТЬ КРЫЛА. ОПОРЫ УСТАНАВЛИВАТЬ ТОЛЬКО ПОД ВНЕШНИЕ НЕРВЮРЫ КРЫЛЬЕВ.		
(6)	Установить опоры под каждое крыло (законцовку).	См. рисунок 1.
(7)	Установить носовую опору под носовую часть фюзеляжа.	Сразу за люком подхода к стойке носовой опоры шасси.

С. Опускание самолета

	Операции	Примечания/Ссылки
ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: ПЕРЕД ОПУСКАНИЕМ САМОЛЕТА УБЕДИТЬСЯ, ЧТО ПОД САМОЛЕТОМ НЕТ ЛЮДЕЙ И ПОСТОРОННИХ ПРЕДМЕТОВ.		
(1)	Убрать носовую опору из-под фюзеляжа.	
(2)	Убрать опоры из-под крыльев.	
(3)	Опустить платформы подъемников до касания земли колесами самолета.	Опускать платформы всех трех подъемников необходимо равномерно, чтобы обеспечивать ровное положение самолета.
(4)	Затянуть стояночный тормоз. Поставить упорные колодки под колеса шасси.	
(5)	Полностью опустить платформы всех трех подъемников. Убрать подъемники из-под самолета.	

РАЗДЕЛ 08

ВЗВЕШИВАНИЕ И НИВЕЛИРОВКА

Страница намеренно оставлена пустой

СОДЕРЖАНИЕ

РАЗДЕЛ 08 ВЗВЕШИВАНИЕ И НИВЕЛИРОВКА

1. Общие сведения	1
-------------------------	---

Подраздел 08-10

Взвешивание

1. Общие сведения	1
2. Взвешивание при помощи электронных весов в точках установки подъемников	3
3. Взвешивание при помощи механических весов	9

Подраздел 08-20

Нивелировка

1. Общие сведения	1
2. Нивелировка самолета при помощи подъемников	1

Страница намеренно оставлена пустой

РАЗДЕЛ 08

ВЗВЕШИВАНИЕ И НИВЕЛИРОВКА

1. Общие сведения

В данном разделе описывается порядок взвешивания и нивелировки самолета. Порядок взвешивания самолета и расчета момента описан в подразделе 08-10. Порядок нивелировки самолета описан в подразделе 08-20.

Примечание: В настоящем Руководстве по техническому обслуживанию самолета в некоторых случаях вместо термина «масса» используется термин «вес». Авторы признают, что применение данного термина некорректно с технической точки зрения, однако пользуются им для упрощения и удобства изложения.

Страница намеренно оставлена пустой

Подраздел 08-10

Взвешивание

1. Общие сведения

Эксплуатация самолета допускается только в пределах разрешенного диапазона масс и центра тяжести. Соблюдение этих пределов обеспечивает хорошие летные характеристики и хорошую управляемость самолета и необходимо для его безопасной эксплуатации.

При любых изменениях конфигурации самолета, которые могут привести к изменению его веса (или центровки), необходимо рассчитать новый вес самолета и его новую центровку.

Взвешивание самолета может производиться только лицами, имеющими соответствующий допуск. Допуск на взвешивание самолета выдается национальными Органами контроля летной годности страны регистрации самолета. Также этими органами устанавливается время взвешивания самолета.

После завершения расчетов веса и центровки заполнить Протокол взвешивания (см. рисунок 4 или 6).

Базовая плоскость самолета DA 40 NG представляет собой вертикальную поперечную плоскость, расположенную в носовой части самолета под прямым углом к строительной горизонтали фюзеляжа. Базовая плоскость находится на расстоянии 2194 мм (86,38 дюйма) спереди от точки, расположенной на передней кромке крыла в месте присоединения отъемной части крыла (с каждой стороны).

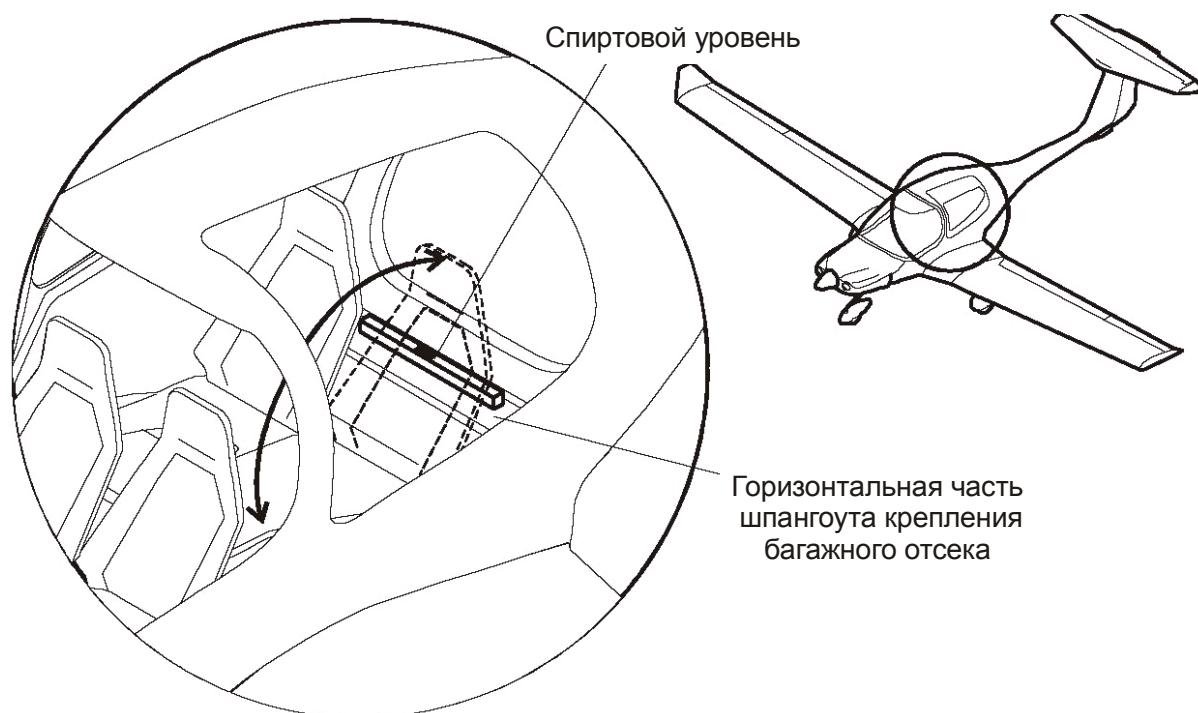


Рисунок 1. Нивелировка самолета для взвешивания в поперечной плоскости

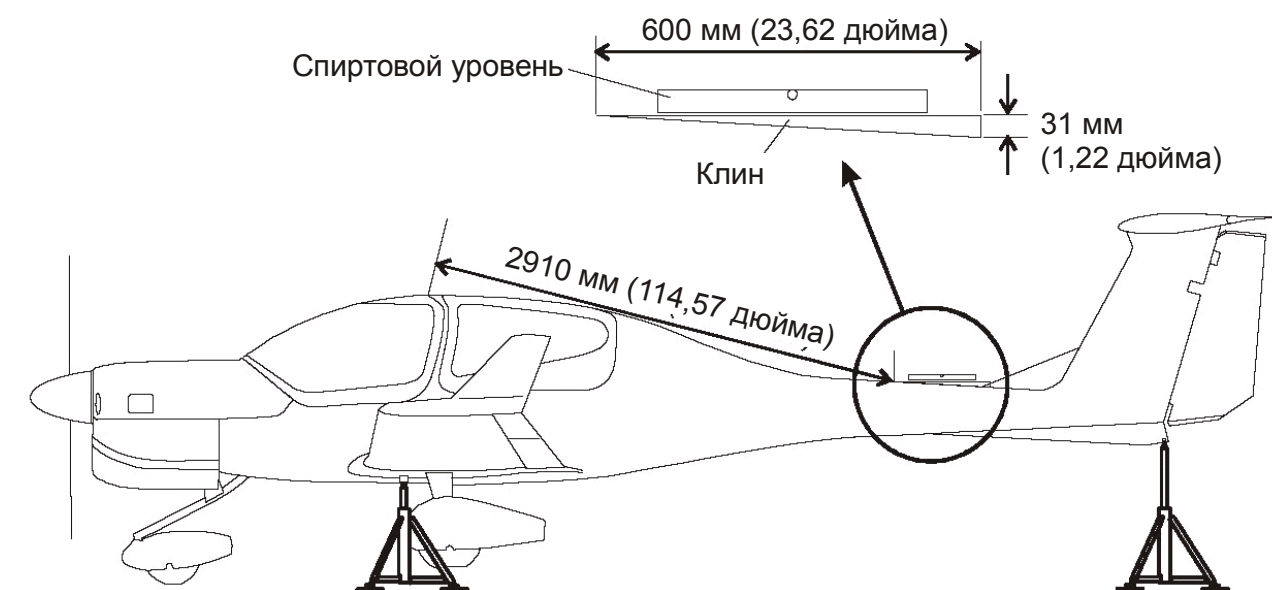


Рисунок 2. Нивелировка самолета для взвешивания в продольной плоскости

2. Взвешивание при помощи электронных весов в точках установки подъемников

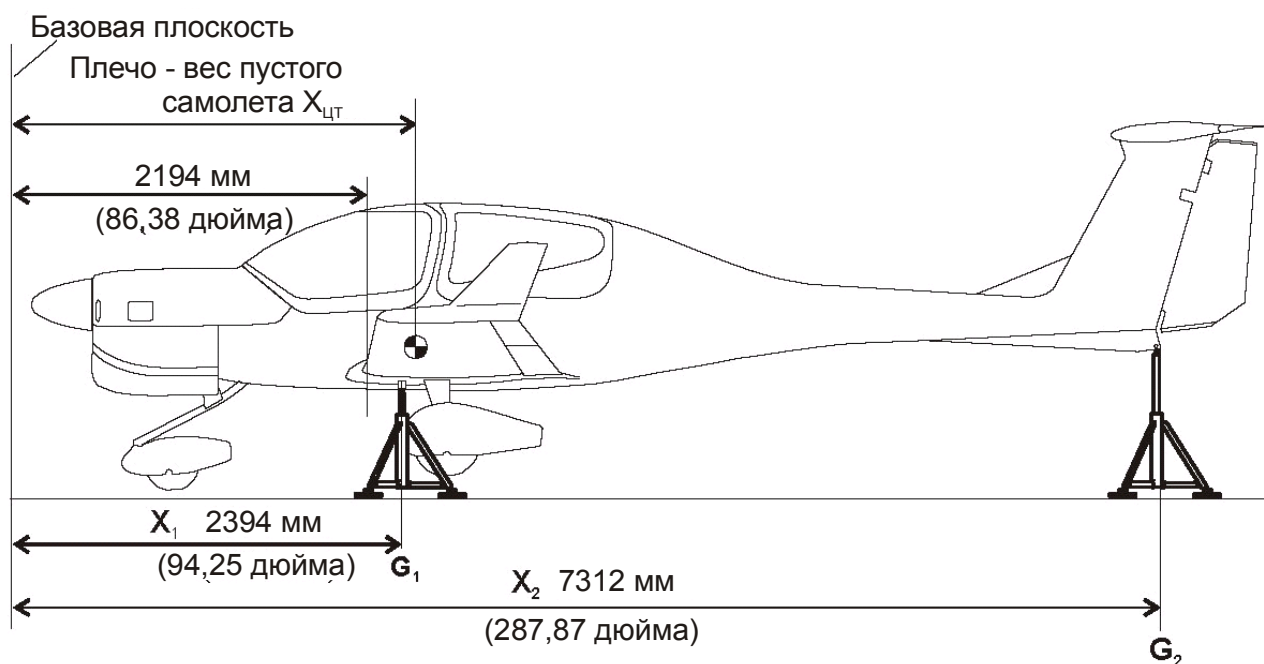
При взвешивании самолета с использованием электронных весов можно выполнить нивелировку самолета при помощи подъемников. Необходимо выполнять указания изготовителя весов.

A. Оборудование

Наименование	Количество	Шифр
Подъемники самолетные (грузоподъемностью не менее 800 кг / 1764 фунтов).	3	Серийная продукция.
Электронные весы.	3	Серийная продукция.
Спиртовой уровень.	1	Серийная продукция.
Клин с соотношением сторон.	1	Местное изготовление.

Перед взвешиванием самолета выполнить следующее:

- Убедиться, что на самолет установлено все оборудование. Оборудование должно быть установлено на места, указанные в Перечне установленного оборудования в разделе 6.5 Руководства по летной эксплуатации.
- Слить топливо до уровня неиспользуемого остатка топлива. Неиспользуемый остаток топлива в каждом крыльевом баке составляет 1 ам. галл (приблизительно 3,8 л). См. подраздел 12-10.
- Залить масло в маслосистему двигателя и рабочие жидкости до максимального уровня. См. подраздел 12-10.
- Вымыть и высушить самолет.
- Убрать все предметы, не входящие в Перечень установленного оборудования (инструмент, багаж и т.д.), приведенный в разделе 6.5 Руководства по летной эксплуатации.



Условные обозначения:

- X_1 = плечо от базовой плоскости до осевой линии основных точек установки подъемников.
- X_2 = плечо от базовой плоскости до осевой линии задней точки установки подъемника.
- G_1 = $G_{1\text{ЛЕВ}} + G_{1\text{ПРАВ}}$ = чистый вес, основные точки установки подъемников (левая и правая).
- G_2 = чистый вес, задний подъемник.
- G = $G_{1\text{ЛЕВ}} + G_{1\text{ПРАВ}} + G_2$ = вес пустого самолета.
- $X_{\text{ЦТ}}$ = плечо - центр тяжести при весе пустого самолета (расчетный).

Рисунок 3. Размеры для взвешивания при помощи электронных весов в точках установки подъемников.

В. Порядок взвешивания при помощи электронных весов в точках установки подъемников

	Операции	Примечания/Ссылки
	Примечание: Взвешивание самолета производить в закрытом помещении. Это позволит избежать ошибок, вызванных влиянием ветра.	
(1)	Подготовить экземпляр бланка Протокола взвешивания.	См. рисунок 4.
(2)	Установить электронные весы на подъемники.	См. указания изготовителя весов.
(3)	Обнулить электронные весы.	См. указания изготовителя весов.
(4)	Произвести вывешивание самолета.	См. подраздел 07-10.
(5)	Выполнить нивелировку самолета в поперечной плоскости: <ul style="list-style-type: none"> – Установить спиртовой уровень на горизонтальную поверхность шпангоута крепления багажного отсека. – Регулировкой основных подъемников выровнять спиртовой уровень в горизонтальной плоскости. 	См. рисунок 1. За задними креслами. При снятии показаний спиртового уровня не касаться самолета.
(6)	Выполнить нивелировку самолета в продольной плоскости: <ul style="list-style-type: none"> – Положить клин на хвостовую часть фюзеляжа тонким концом вперед. – Положить спиртовой уровень на клин. – Регулировкой заднего подъемника выровнять спиртовой уровень в горизонтальной плоскости. 	См. рисунок 2.
(7)	Убрать инструмент, использовавшийся для нивелировки самолета.	
(8)	Привести спинки задних пассажирских кресел в вертикальное положение.	
(9)	Закрыть фонарь и пассажирскую дверь.	
(10)	Снять показания весов на левом основном подъемнике. Внести полученное значение в Протокол взвешивания (строка «ОСНОВНАЯ G _{1ЛЕВ} », графа «Брутто»).	

	Операции	Примечания/Ссылки
(11)	Снять показания весов на правом основном подъемнике. Внести полученное значение в Протокол взвешивания (строка «ОСНОВНАЯ G _{1ПРАВ} », графа «Брутто»).	
(12)	Снять показания весов на хвостовом подъемнике. Внести полученное значение в Протокол взвешивания (строка «ХВОСТОВАЯ G ₂ », графа «Брутто»).	
(13)	Найти поправочные коэффициенты в протоколе поверки электронных весов. При необходимости внести поправку в значения в строках «ОСНОВНАЯ G _{1ЛЕВ} », «ОСНОВНАЯ G _{1ПРАВ} » и «ХВОСТОВАЯ G ₂ » в графе «Брутто».	
(14)	Опустить самолет на подъемниках.	См. подраздел 07-10.
(15)	В случае установки между весами и подъемниками каких-либо проставок, если масса этих проставок не была учтена при обнулении весов (п. 3), необходимо записать их массу в графе «С тарой» в соответствующих строках.	
(16)	Вычесть значения, записанные в графе «С тарой», из соответствующих значений, записанных в графе «Брутто». Записать полученное значение в графу «Чистый» Протокола взвешивания.	
(17)	Рассчитать вес пустого самолета G.	$G = \text{чистый } G_{1ЛЕВ} + \text{чистый } G_{1ПРАВ} + \text{чистый } G_2$
(18)	Рассчитать момент при весе пустого самолета M.	$M = ((G_{1ЛЕВ} + G_{1ПРАВ}) * X_1) + (G_2 * X_2)$
(19)	Рассчитать положение центра тяжести при весе пустого самолета X _{цт} .	$X_{цт} = M/G$
(20)	Внести значения веса пустого самолета (G) и момента при весе пустого самолета (M) в Руководство по летной эксплуатации.	

ПРОТОКОЛ ВЗВЕШИВАНИЯ

Модель: DA 40 NG Серийный номер: _____ Регистрация: _____

Данные в соответствии с Сертификатом типа и Руководством по летной эксплуатации.

Базовая плоскость: вертикальная плоскость на расстоянии 2194 мм (86,38 дюйма) от точки, расположенной на передней кромке крыла в месте расположения корневой нервюры.

Строительная горизонталь фюзеляжа: Клин с соотношением сторон 600:31 (2,96°), на расстоянии 2910 мм (114,57 дюйма) сзади от ступеньки кабины.

Перечень установленного оборудования от: ____ Причина взвешивания: _____

Расчет веса и центровки (взвешивание с опорой в точках установки подъемников)

Состояние самолета при взвешивании: с тормозной жидкостью, маслом маслосистемы двигателя (максимальный уровень), охлаждающей жидкостью и неиспользуемым остатком топлива (2 x 1 ам. галл / 2 x 3,8 л).

Платформа	Брутто	С тарой	Чистый
ОСНОВНАЯ G _{1ЛЕВ}			
ОСНОВНАЯ G _{1ПРАВ}			
ХВОСТОВАЯ G ₂			
Вес пустого самолета			

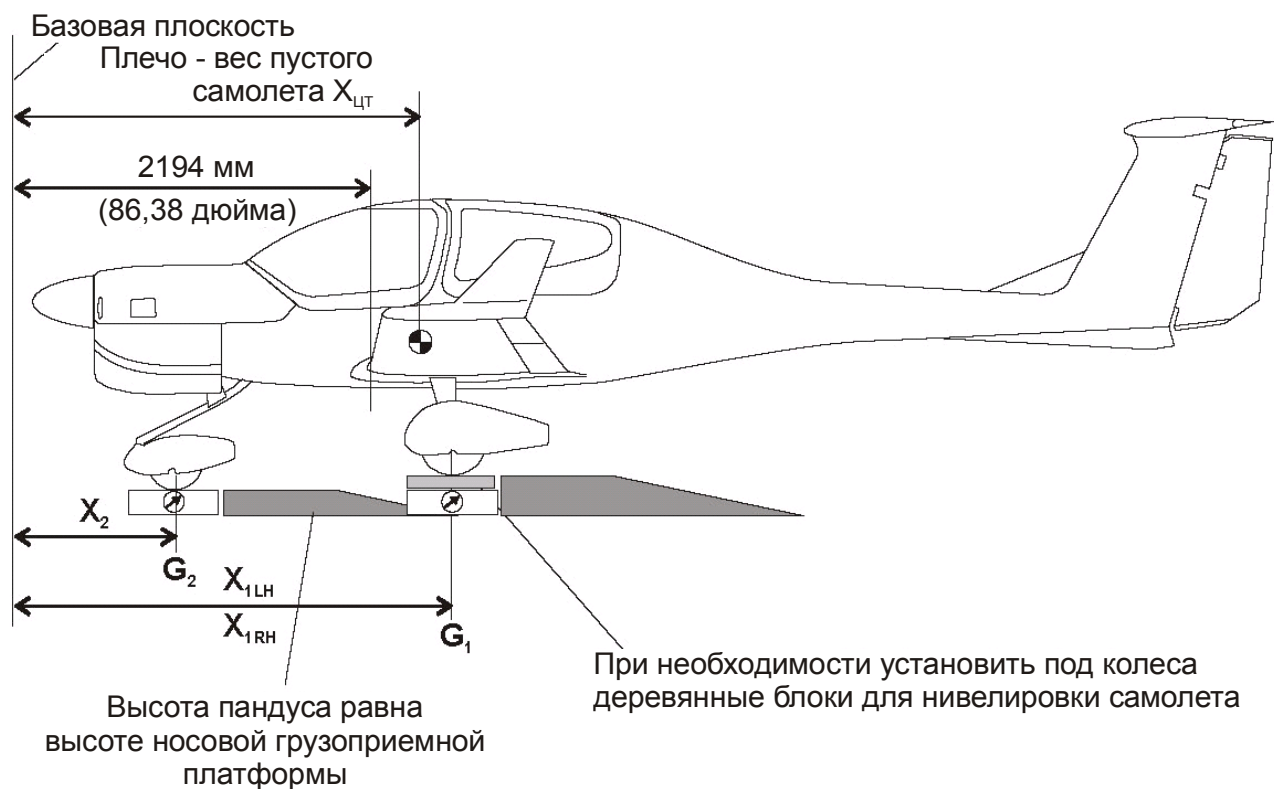
Плечо рычага
X ₁ = 2394 мм (94,25 дюйма)
X ₂ = 7312 мм (287,87 дюйма)

Рассчитать вес пустого самолета $G = \text{ОСНОВНАЯ } G_{1\text{ЛЕВ}} + \text{ОСНОВНАЯ } G_{1\text{ПРАВ}} + \text{ХВОСТОВАЯ } G_2$.	G =
Рассчитать момент при весе пустого самолета $M = ((G_{1\text{ЛЕВ}} + G_{1\text{ПРАВ}}) * X_1) + (G_2 * X_2)$.	M =
Рассчитать положение центра тяжести при весе пустого самолета $X_{\text{ЦТ}} = M/G$.	X _{ЦТ} =
Максимальная допустимая полная полетная масса: макс. ППМ (см. РЛЭ)	
Максимальная полезная нагрузка = макс. ППМ - G.	

Внести значения веса пустого самолета (G) и момента при весе пустого самолета (M) в Руководство по летной эксплуатации.

Место/дата	Печать уполномоченной организации	Подпись уполномоченного лица
------------	-----------------------------------	------------------------------

Рисунок 4. Протокол взвешивания при помощи электронных весов, расположенных в точках установки подъемников.



Условные обозначения:

- X_1 = плечо от базовой плоскости до осевой линии колес основных опор шасси.
- X_2 = плечо от базовой плоскости до осевой линии колеса носовой опоры шасси.
- G_1 = $G_{1\text{ЛЕВ}} + G_{1\text{ПРАВ}}$ = чистый вес, основные грузоприемные платформы (левая и правая).
- G_2 = чистый вес, носовая грузоприемная платформа.
- G = $G_{1\text{ЛЕВ}} + G_{1\text{ПРАВ}} + G_2$ = вес пустого самолета.
- $X_{\text{ЦТ}}$ = плечо - центр тяжести при весе пустого самолета (расчетный).

Рисунок 5. Размеры для взвешивания при помощи механических весов.

3. Взвешивание при помощи механических весов

При взвешивании самолета при помощи механических весов необходимо установить под колеса деревянные блоки для нивелировки самолета. Необходимо выполнять указания изготовителя весов.

А. Оборудование

Наименование	Количество	Шифр
Механические весы (весы (грузоприемные платформы), устанавливаемые под колеса основных опор шасси, должны быть одинаковыми).	3	Серийная продукция.
Спиртовой уровень.	1	Серийная продукция.
Отвес.	1	Серийная продукция.
Клин с соотношением сторон 600:31 (угол 2,96°).	1	Местное изготовление.
Деревянные блоки (различной толщины).	По необходимости	Местное изготовление.
Пандусы.	3	Местное изготовление.
Дополнительно: Подъемники самолетные (грузоподъемностью не менее 800 кг / 1764 фунтов).	3	Серийная продукция.

Примечание: При установке самолета на пандусы при помощи подъемников необходимо немного передвинуть самолет назад и вперед, чтобы распределить вес самолета по опорам шасси. Это позволит предотвратить возникновение на весах боковых нагрузок, которые могут привести к ошибкам.

Подъемники необходимы для подъема самолета при установке нивелировочных блоков (высотой приблизительно 52 мм (2 дюйма)) под колеса основных опор шасси.

Перед взвешиванием самолета выполнить следующее:

- Убедиться, что на самолет установлено все оборудование. Оборудование должно быть установлено на места, указанные в Перечне установленного оборудования в разделе 6.5 Руководства по летной эксплуатации.

Слить топливо до уровня неиспользуемого остатка топлива. Неиспользуемый остаток топлива в каждом крыльевом баке составляет 1 ам. галл (приблизительно 3,8 л). См. подраздел 12-10.

- Залить масло в маслосистему двигателя и рабочие жидкости до максимального уровня. См. подраздел 12-10.
- Вымыть и высушить самолет.
- Убрать все предметы, не входящие в Перечень установленного оборудования (инструмент, багаж и т.д.), приведенный в разделе 6.5 Руководства по летной эксплуатации.

В. Порядок взвешивания на механических весах

	Операции	Примечания/Ссылки
Примечание: Взвешивание самолета производить в закрытом помещении. Это позволит избежать ошибок, вызванных влиянием ветра.		
(1)	Подготовить экземпляр бланка Протокола взвешивания.	Рисунок 6.
(2)	Установить весы на пол перед всеми колесами.	
(3)	Выставить нуль шкалы.	См. указания изготовителя весов.
(4)	Закрыть фонарь.	
(5)	Произвести вывешивание самолета.	См. подраздел 07-10.
(6)	Установить пандусы под каждое колесо так, чтобы горизонтальная часть пандуса находилась под колесом.	
(7)	Опустить самолет на пандусы при помощи подъемников. Убрать подъемники.	См. подраздел 07-10.
(8)	Немного передвинуть самолет назад и вперед по горизонтальной поверхности пандусов.	Чтобы распределить вес самолета по опорам шасси.
(9)	При необходимости положить на весы по деревянному блоку перед каждым колесом основной опоры шасси.	Для нивелировки самолета.
ВНИМАНИЕ: НЕ ДОПУСКАТЬ СКАТЫВАНИЯ САМОЛЕТА С ПЛАТФОРМ ВЕСОВ. ЭТО ВЕДЕТ К ПОВРЕЖДЕНИЮ ОБТЕКАТЕЛЕЙ КОЛЕС.		
(10)	Поставить самолет на весы, двигая его вперед.	Убедиться, что колеса установлены по центру платформ.
(11)	Затянуть стояночный тормоз или установить упорные колодки.	
(12)	Выполнить нивелировку самолета в поперечной плоскости: <ul style="list-style-type: none"> – Установить спиртовой уровень на горизонтальную поверхность шпангоута крепления багажного отсека. – При необходимости для выравнивания спиртового уровня установить дополнительные блоки небольшой толщины между поверхностью платформы и колесом основной опоры шасси с нижней стороны. 	См. рисунок 1. За задними креслами. По необходимости убирать самолет с весов и ставить его на весы. При снятии показаний спиртового уровня не касаться самолета.

	Операции	Примечания/Ссылки
(13)	<p>Выполнить нивелировку самолета в продольной плоскости:</p> <ul style="list-style-type: none"> – Положить клин на хвостовую часть фюзеляжа тонким концом вперед. – Положить спиртовой уровень на клин. – Вывернуть спиртовой уровень в горизонтальной плоскости установкой тонких блоков на грузоприемную платформу под колесо носовой опоры шасси. – При необходимости вывернуть спиртовой уровень можно уменьшением давления воздуха в пневматике колеса носовой опоры шасси. 	См. рисунок 2.
(14)	Убрать инструмент, использовавшийся для нивелировки самолета.	
(15)	Привести спинки задних пассажирских кресел в вертикальное положение.	
(16)	Закрыть пассажирскую дверь.	
(17)	Снять показания левой основной грузоприемной платформы. Внести полученное значение в Протокол взвешивания (строка «ОСНОВНАЯ G _{1ЛЕВ} », графа «Брутто»).	
(18)	Снять показания правой основной грузоприемной платформы. Внести полученное значение в Протокол взвешивания (строка «ОСНОВНАЯ G _{1ПРАВ} », графа «Брутто»).	
(19)	Снять показания носовой грузоприемной платформы. Внести полученное значение в Протокол взвешивания (строка «НОСОВАЯ G ₂ », графа «Брутто»).	

	Операции	Примечания/Ссылки
(20)	<p>Пользуясь отвесом, отметить положение базовой плоскости на полу:</p> <ul style="list-style-type: none"> – Поместить отвес у передней кромки крыла в месте присоединения отъемной части крыла к корневой части. – Отметить положение отвеса на полу. – Прочертить прямую линию между 2 отмеченными на полу точками. – Прочертить вторую линию на расстоянии 2194 мм (86,38 дюйма) впереди от первой линии. 	Выполнить указанные операции для каждой стороны самолета.
(21)	Пользуясь отвесом, отметить на полу положение осевой линии колеса носовой опоры шасси.	
(22)	Пользуясь отвесом, отметить на полу положение осевой линии колеса каждой основной опоры шасси.	
(23)	Вывесить самолет над платформами при помощи подъемников.	См. подраздел 07-10.
(24)	Снять показания веса деревянных блоков на каждой платформе. Внести полученные значения в Протокол взвешивания, в графу «С тарой».	
(25)	Убрать весы и пандусы.	
(26)	Измерить расстояние $X_{1\text{ЛЕВ}}$. Внести полученное значение в Протокол взвешивания.	
(27)	Измерить расстояние $X_{1\text{ПРАВ}}$. Внести полученное значение в Протокол взвешивания.	
(28)	Измерить расстояние X_2 . Внести полученное значение в Протокол взвешивания.	
(29)	Найти поправочные коэффициенты в протоколе поверки весов. При необходимости внести поправку в значения в строках «ОСНОВНАЯ $G_{1\text{ЛЕВ}}$ », «ОСНОВНАЯ $G_{1\text{ПРАВ}}$ » и «НОСОВАЯ G_2 » в графах «Брутто» и «С тарой».	
(30)	Вычесть значения, записанные в графе «С тарой», из соответствующих значений, записанных в графе «Брутто». Записать полученное значение в графу «Чистый» Протокола взвешивания.	
(31)	Опустить самолет на подъемниках.	

	Операции	Примечания/Ссылки
(32)	По значениям в графе «Чистый» рассчитать вес пустого самолета G.	$G = \text{чистый } G_{1\text{ЛЕВ}} + \text{чистый } G_{1\text{ПРАВ}} + \text{чистый } G_2$
(33)	Рассчитать момент при весе пустого самолета M.	$M = (G_{1\text{ЛЕВ}} * X_{1\text{ЛЕВ}}) + (G_{1\text{ПРАВ}} * X_{1\text{ПРАВ}}) + (G_2 * X_2)$
(34)	Рассчитать положение центра тяжести при весе пустого самолета $X_{\text{ЦТ}}$.	$X_{\text{ЦТ}} = M/G$
(35)	Внести значения веса пустого самолета (G) и момента при весе пустого самолета (M) в Руководство по летной эксплуатации.	

ПРОТОКОЛ ВЗВЕШИВАНИЯ

Модель: DA 40 NG Серийный номер: _____ Регистрация: _____

Данные в соответствии с Сертификатом типа и Руководством по летной эксплуатации.

Базовая плоскость: вертикальная плоскость на расстоянии 2194 мм (86,38 дюйма) от точки, расположенной на передней кромке крыла в месте расположения корневой нервюры.

Строительная горизонталь фюзеляжа: Клин с соотношением сторон 600:31 (2,96°), на расстоянии 2910 мм (114,57 дюйма) сзади от ступеньки кабины.

Перечень установленного оборудования от: _____ **Причина взвешивания:** _____

Расчет веса и центровки (взвешивание с опорой в точках установки подъемников)

Состояние самолета при взвешивании: с тормозной жидкостью, маслом маслосистемы двигателя (максимальный уровень), охлаждающей жидкостью и неиспользуемым остатком топлива (2 x 1 ам. галл / 2 x 3,8 л).

Платформа	Брутто	С тарой	Чистый	Плечо рычага
ОСНОВНАЯ G _{1ЛЕВ}				X _{1ЛЕВ} =
ОСНОВНАЯ G _{1ПРАВ}				X _{1ПРАВ} =
НОСОВАЯ G ₂				X ₂ =
Вес пустого самолета				

Рассчитать вес пустого самолета $G = \text{ОСНОВНАЯ } G_{1\text{ЛЕВ}} + \text{ОСНОВНАЯ } G_{1\text{ПРАВ}} + \text{НОСОВАЯ } G_2$.	G =
Рассчитать момент при весе пустого самолета $M = (G_{1\text{ЛЕВ}} * X_{1\text{ЛЕВ}}) + (G_{1\text{ПРАВ}} * X_{1\text{ПРАВ}}) + (G_2 * X_2)$.	M =
Рассчитать положение центра тяжести при весе пустого самолета $X_{\text{ЦТ}} = M/G$.	X _{ЦТ} =
Максимальная допустимая полная полетная масса: макс. ППМ (см. РЛЭ)	
Максимальная полезная нагрузка = макс. ППМ - G.	

Внести значения веса пустого самолета (G) и момента при весе пустого самолета (M) в Руководство по летной эксплуатации.

Место/дата	Печать уполномоченной организации	Подпись уполномоченного лица
------------	-----------------------------------	------------------------------

Рисунок 6. Протокол взвешивания при помощи механических весов.

Подраздел 08-20

Нивелировка

1. Общие сведения

В данном подразделе описывается порядок нивелировки самолета. Порядок подъема самолета при помощи подъемников описан в подразделе 07-10.

Нивелировка самолета производится при помощи подъемников, кроме нивелировки при взвешивании. При взвешивании самолета нивелировка производится изменением давления в пневматиках или установкой опорных блоков (см. подраздел 08-10).

2. Нивелировка самолета при помощи подъемников

А. Оборудование

Наименование	Количество	Шифр
Подъемники самолетные (грузоподъемностью не менее 600 кг / 1320 фунтов).	3	Серийная продукция.
Опоры под крылья.	2	Серийная продукция.
Носовая опора.	1	Серийная продукция.
Спиртовой уровень.	1	Серийная продукция.
Клин с соотношением сторон 600:31 (угол 2,96°).	1	Местное изготовление.

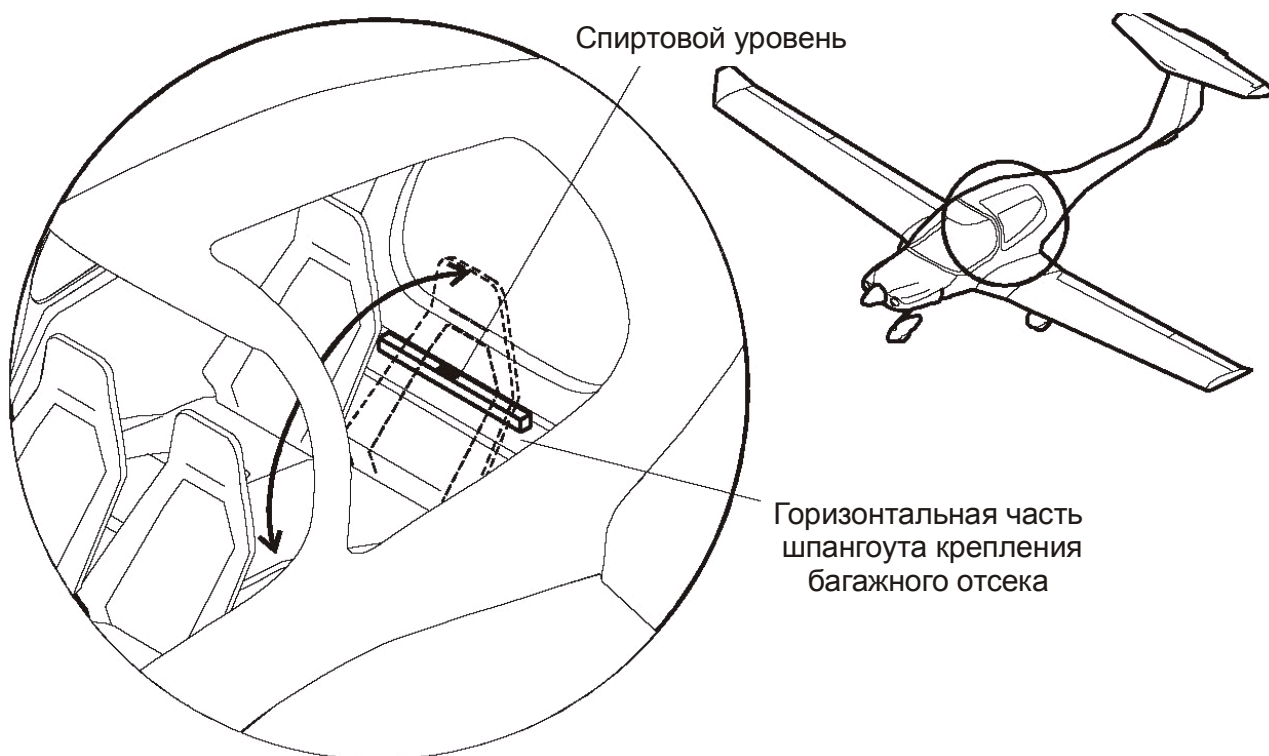


Рисунок 1. Нивелировка самолета в поперечной плоскости

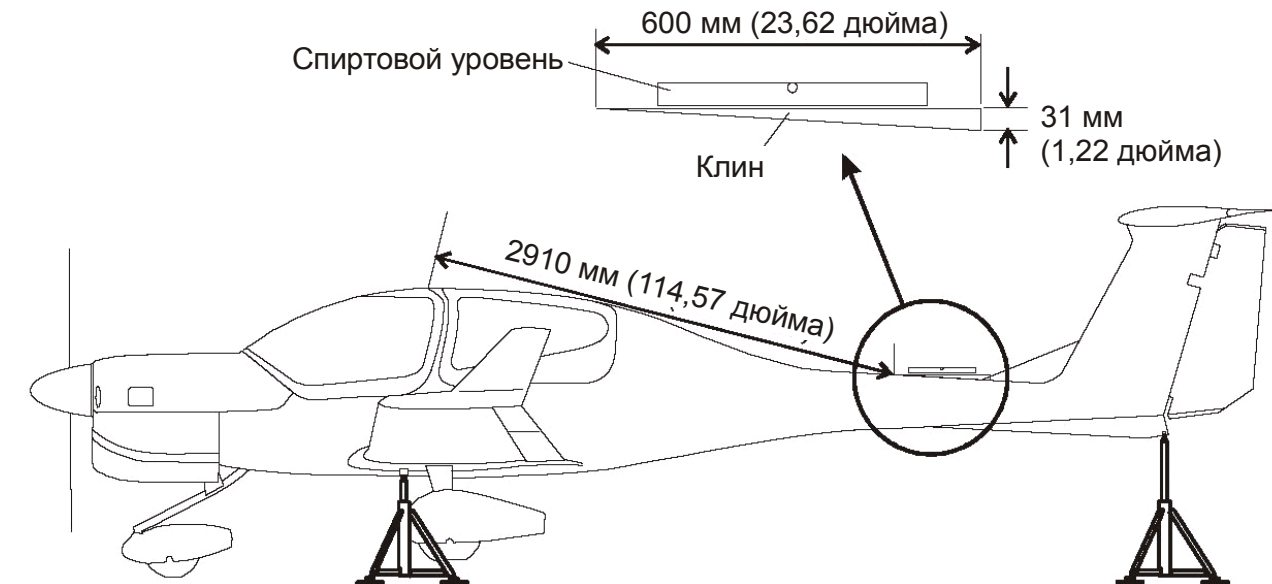


Рисунок 2. Нивелировка самолета в продольной плоскости

В. Порядок нивелировки самолета при помощи подъемников

	Операции	Примечания/Ссылки
Примечание: Нивелировку самолета производить в закрытом помещении. Это позволит избежать ошибок нивелировки.		
(1)	Произвести вывешивание самолета.	См. подраздел 07-10.
(2)	<p>Выполнить нивелировку самолета в поперечной плоскости:</p> <ul style="list-style-type: none"> – Установить спиртовой уровень на горизонтальную поверхность шпангоута крепления багажного отсека. – Регулировкой основных подъемников выровнять спиртовой уровень в горизонтальной плоскости. 	<p>См. рисунок 1.</p> <p>За задними креслами.</p>
(3)	<p>Выполнить нивелировку самолета в продольной плоскости:</p> <ul style="list-style-type: none"> – Положить клин на хвостовую часть фюзеляжа тонким концом вперед. – Положить спиртовой уровень на клин. – Регулировкой заднего подъемника выровнять спиртовой уровень в горизонтальной плоскости. 	См. рисунок 2.
(4)	Установить опоры под каждое крыло и под носовую часть фюзеляжа.	См. подраздел 07-10.
(5)	Убрать инструмент, использовавшийся для нивелировки самолета.	

Страница намеренно оставлена пустой

РАЗДЕЛ 09

БУКСИРОВКА И РУЛЕНИЕ

Страница намеренно оставлена пустой

СОДЕРЖАНИЕ

РАЗДЕЛ 09 БУКСИРОВКА И РУЛЕНИЕ

1. Общие сведения	1
-------------------------	---

Подраздел 09-10 Буксировка

1. Общие сведения	1
2. Порядок буксировки	1

Подраздел 09-20 Руление

1. Общие сведения	1
-------------------------	---

Страница намеренно оставлена пустой

РАЗДЕЛ 09

БУКСИРОВКА И РУЛЕНИЕ

1. Общие сведения

Перемещать самолет на земле можно вручную или рулением. Порядок безопасного перемещения самолета описан в подразделах 09-10 и 09-20. В подразделе 09-10 описан порядок буксировки самолета. В подразделе 09-20 описан порядок руления.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: ВЫПОЛНЯТЬ РУЛЕНИЕ МОЖЕТ ТОЛЬКО ПЕРСОНАЛ, ПРОШЕДШИЙ НЕОБХОДИМОЕ ОБУЧЕНИЕ И ИМЕЮЩИЙ СООТВЕТСТВУЮЩИЙ ДОПУСК, ВЫДАННЫЙ НАЦИОНАЛЬНЫМИ ОРГАНАМИ КОНТРОЛЯ ЛЕТНОЙ ГОДНОСТИ.

Страница намеренно оставлена пустой

Подраздел 09-10

Буксировка

1. Общие сведения

Буксировка может выполняться без использования буксировочного водила. Толкающие или тянущие усилия при буксировке самолета DA 40 NG можно прикладывать к законцовке крыла, носку крыла и лопасти воздушного винта рядом с обтекателем.

2. Порядок буксировки

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: ЗАПРЕЩАЕТСЯ ПРИКЛАДЫВАТЬ ТОЛКАЮЩИЕ УСИЛИЯ К ОБТЕКАТЕЛЮ ВИНТА. НЕВЫПОЛНЕНИЕ ЭТОГО ТРЕБОВАНИЯ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ПОВРЕЖДЕНИЮ ОБТЕКАТЕЛЯ И ВОЗНИКНОВЕНИЮ ВИБРАЦИИ.

ВНИМАНИЕ: ЗАПРЕЩАЕТСЯ ПРИКЛАДЫВАТЬ УСИЛИЯ К ЗАКОНЦОВКАМ ЛОПАСТЕЙ ВОЗДУШНОГО ВИНТА И РУЛЕВЫМ ПОВЕРХНОСТЯМ. НЕВЫПОЛНЕНИЕ ЭТОГО ТРЕБОВАНИЯ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ПОВРЕЖДЕНИЮ ВИНТА ИЛИ РУЛЕВЫХ ПОВЕРХНОСТЕЙ.

ВНИМАНИЕ: ЗАПРЕЩАЕТСЯ ДЛЯ ПОДЪЕМА КОЛЕСА НОСОВОЙ ОПОРЫ УСТАНОВЛИВАТЬ ГРУЗЫ НА СТАБИЛИЗАТОР. ЭТО МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ПОВРЕЖДЕНИЮ СТАБИЛИЗАТОРА.

ВНИМАНИЕ: ЗАПРЕЩАЕТСЯ БУКСИРОВКА САМОЛЕТА С ЗАБЛОКИРОВАННЫМИ СНЕГОМ ИЛИ ГРЯЗЬЮ КОЛЕСАМИ. НЕВЫПОЛНЕНИЕ ЭТОГО ТРЕБОВАНИЯ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ПОВРЕЖДЕНИЮ ШАССИ.

ВНИМАНИЕ: УГОЛ ПОВОРОТА КОЛЕСА НОСОВОЙ ОПОРЫ ШАССИ ВЛЕВО И ВПРАВО 30°. ПОВОРОТ КОЛЕСА НА УГОЛ БОЛЕЕ 30° ВЕДЕТ К ПОВРЕЖДЕНИЮ НОСОВОЙ ОПОРЫ ШАССИ.

A. Буксировка вперед

Потянуть самолет вперед, прикладывая усилия к лопастям воздушного винта рядом с обтекателем. Колесо носовой опоры шасси следует по направлению движения самолета. Для изменения направления движения потянуть самолет, прикладывая усилия к лопастям воздушного винта рядом с обтекателем.

B. Буксировка назад

При буксировке назад нажать на фюзеляж перед килем так, чтобы колесо носовой опоры шасси оторвалось от земли.

C. Разворачивание самолета на земле

Если место для маневрирования самолета ограничено, можно развернуть самолет вокруг оси между основными опорами шасси силами двух человек. Одному человеку необходимо нажать на фюзеляж перед килем так, чтобы колесо носовой опоры шасси оторвалось от земли. Второму человеку следует толкать самолет за законцовку крыла.

Страница намеренно оставлена пустой

Подраздел 09-20

Руление

1. Общие сведения

При рулении на самолете DA 40 NG для управления используются тормозные педали. Для поворота следует нажать левую или правую тормозную педаль.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: ВЫПОЛНЯТЬ РУЛЕНИЕ МОЖЕТ ТОЛЬКО ПЕРСОНАЛ, ПРОШЕДШИЙ НЕОБХОДИМОЕ ОБУЧЕНИЕ И ИМЕЮЩИЙ СООТВЕТСТВУЮЩИЙ ДОПУСК, ВЫДАННЫЙ НАЦИОНАЛЬНЫМИ ОРГАНАМИ КОНТРОЛЯ ЛЕТНОЙ ГОДНОСТИ.

ВНИМАНИЕ: В ДАННОМ ПОДРАЗДЕЛЕ ПРИВОДИТСЯ ОБЩАЯ ИНФОРМАЦИЯ О РУЛЕНИИ. ПРИ РУЛЕНИИ ПОЛЬЗОВАТЬСЯ РУКОВОДСТВОМ ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ DA 40 NG.

	Примечания/Ссылки	Операции
(1)	Убедиться, что рядом с самолетом отсутствуют препятствия.	Например, наземное оборудование и инструмент.
(2)	Затянуть стояночный тормоз.	
(3)	При необходимости убрать: <ul style="list-style-type: none">– Колодки из-под колес.– Буксировочное водило.– Швартовочные тросы.	
ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: УБЕДИТЬСЯ, ЧТО РЯДОМ С САМОЛЕТОМ НЕТ ЛЮДЕЙ И ПРЕДМЕТОВ. ПРИ НАЕЗДЕ САМОЛЕТА НА ЛЮДЕЙ ВОЗМОЖНЫ ТРАВМЫ. СТОЛКНОВЕНИЕ С ПРЕДМЕТАМИ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ПОВРЕЖДЕНИЮ САМОЛЕТА.		
(4)	Запустить двигатель.	См. Руководство по летной эксплуатации.
(5)	Отпустить стояночный тормоз.	

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: ПРИ РУЛЕНИИ САМОЛЕТА НЕОБХОДИМО ПРАВИЛЬНО ПОЛЬЗОВАТЬСЯ ТОРМОЗАМИ. В СЛУЧАЕ ОТКАЗА ТОРМОЗОВ ДОЛЖНА ОБЕСПЕЧИВАТЬСЯ ВОЗМОЖНОСТЬ ОСТАНОВКИ САМОЛЕТА БЕЗ НАЕЗДА НА ЛЮДЕЙ И ОБОРУДОВАНИЕ.

ВНИМАНИЕ: ПРИ РУЛЕНИИ СЛЕДИТЬ ЗА ОТСУТСТВИЕМ ЛЮДЕЙ И ПРЕДМЕТОВ В ОПАСНОЙ ЗОНЕ, ПОКАЗАННОЙ НА РИСУНКЕ 1.

ВНИМАНИЕ: ПРИ РУЛЕНИИ ПО НЕРОВНОЙ ПОВЕРХНОСТИ СОБЛЮДАТЬ ОСТОРОЖНОСТЬ. ЛОПАСТИ ВОЗДУШНОГО ВИНТА НЕ ДОЛЖНЫ ЗАДЕВАТЬ ЗЕМЛЮ. СВОБОДНО ЛЕЖАЩИЕ КАМНИ И ГРАВИЙ МОГУТ ПРИВЕСТИ К ПОВРЕЖДЕНИЮ ВОЗДУШНОГО ВИНТА.

(6)	Выполнить руление до необходимого места.	
(7)	Остановить двигатель.	См. Руководство по летной эксплуатации.
(8)	Поставить самолет на стоянку. При необходимости пришвартовать самолет.	См. раздел 10.

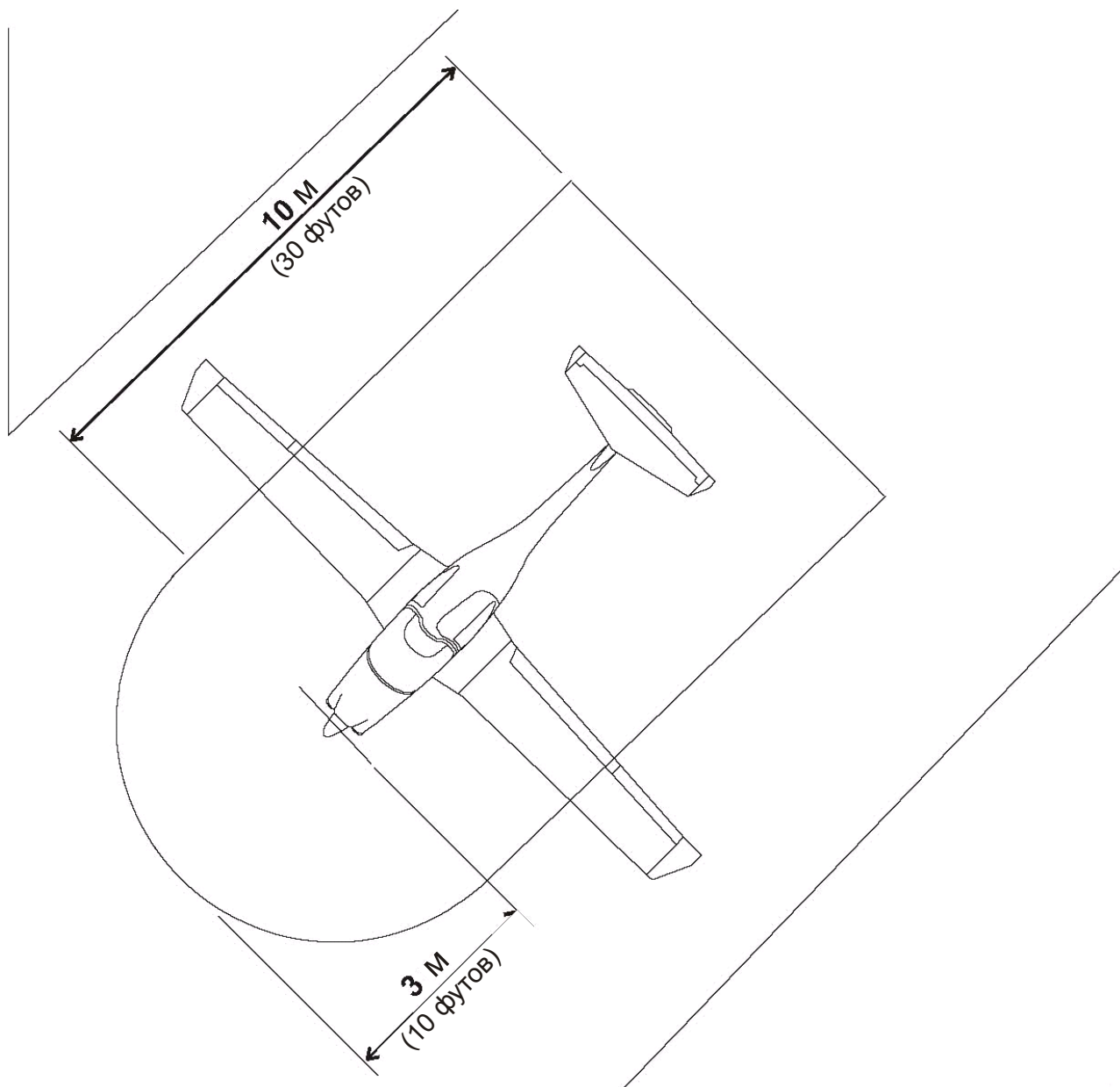


Рисунок 1. Опасная зона при рулении самолета DA 40 NG

Страница намеренно оставлена пустой

РАЗДЕЛ 10

ПОСТАНОВКА НА СТОЯНКУ, ШВАРТОВКА, ХРАНЕНИЕ И ПОДГОТОВКА К ЭКСПЛУАТАЦИИ ПОСЛЕ ХРАНЕНИЯ

Страница намеренно оставлена пустой

СОДЕРЖАНИЕ

РАЗДЕЛ 10

ПОСТАНОВКА НА СТОЯНКУ, ШВАРТОВКА, ХРАНЕНИЕ И ПОДГОТОВКА К ЭКСПЛУАТАЦИИ ПОСЛЕ ХРАНЕНИЯ

1. Общие сведения	1
-------------------------	---

Подраздел 10-10

Постановка на стоянку и хранение

1. Общие сведения	1
2. Хранение	4

Подраздел 10-20

Швартовка

1. Общие сведения	1
2. Швартовка	1

Подраздел 10-30

Подготовка к эксплуатации после хранения

1. Общие сведения	1
2. Порядок подготовки к эксплуатации после хранения	1

Страница намеренно оставлена пустой

РАЗДЕЛ 10

ПОСТАНОВКА НА СТОЯНКУ, ШВАРТОВКА, ХРАНЕНИЕ И ПОДГОТОВКА К ЭКСПЛУАТАЦИИ ПОСЛЕ ХРАНЕНИЯ

1. Общие сведения

Самолет DA 40 NG необходимо ставить на стоянку или швартовать всегда, когда он не находится в эксплуатации. Порядок постановки самолета на стоянку описан в подразделе 10-10. Порядок швартовки самолета описан в подразделе 10-20. При постановке самолета на стоянку на ночь рекомендуется пришвартовать самолет. Самолет необходимо швартовать при наличии в прогнозе сильного ветра.

Подробную информацию о хранении двигателя см. в Руководстве по эксплуатации двигателя АЕ (последняя редакция).

Страница намеренно оставлена пустой

Подраздел 10-10

Постановка на стоянку и хранение

1. Общие сведения

Работы, перечисленные в данном подразделе, выполняются для защиты самолета при постановке на стоянку. При постановке самолета на стоянку на срок менее 5 дней выполнить работы, описанные в пункте «Постановка на кратковременную стоянку». При постановке самолета на стоянку на срок от 5 до 30 дней выполнить работы, описанные в пункте «Постановка на длительную стоянку». При постановке самолета на стоянку на срок более 30 дней выполнить работы, описанные в пункте «Хранение».

Процедуры, описанные в данном подразделе, должны уметь выполнять все пилоты и персонал, занятый техническим обслуживанием самолета DA 40 NG.

ВНИМАНИЕ: ПРИ НАЛИЧИИ В ПРОГНОЗЕ СИЛЬНОГО ВЕТРА НЕОБХОДИМО ПРАВИЛЬНО ПРИШВАРТОВАТЬ САМОЛЕТ И ОБЕСПЕЧИТЬ ЕГО ЗАЩИТУ. СИЛЬНЫЙ ВЕТЕР МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ПОВРЕЖДЕНИЮ НЕЗАЩИЩЕННОГО САМОЛЕТА.

А. Оборудование

Наименование	Количество	Шифр
Колодки под колеса.	4	Серийная продукция.
Стопор рулей.	1	Серийная продукция.

В. Постановка на кратковременную стоянку

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Отбуксировать самолет или выполнить руление для постановки самолета в стояночное положение.	См. раздел 09.
(2)	Развернуть самолет против ветра.	
ВНИМАНИЕ: ПРИ ОСТАНОВКЕ САМОЛЕТА КОЛЕСО НОСОВОЙ ОПОРЫ ШАССИ ДОЛЖНО БЫТЬ РАСПОЛОЖЕНО СТРОГО ПРЯМО. ЭТО ПОЗВОЛИТ ПРЕДОТВРАТИТЬ ВОЗНИКНОВЕНИЕ БОКОВЫХ НАГРУЗОК, КОТОРЫЕ МОГУТ ПРИВЕСТИ К ПОВРЕЖДЕНИЮ НОСОВОЙ ОПОРЫ ШАССИ.		
(3)	При порывистом (или штормовом) ветре пришвартовать самолет.	См. подраздел 10-20.
(4)	Если место стоянки покрыто слоем плотного снега или льда, насыпать под колеса слой песка толщиной 5 мм (0,2 дюйма).	
ВНИМАНИЕ: ЗАПРЕЩАЕТСЯ ЗАТЯГИВАТЬ СТОЯНОЧНЫЙ ТОРМОЗ ПРИ ПЕРЕГРЕВЕ ТОРМОЗОВ. ЭТО МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К СХВАТЫВАНИЮ ТОРМОЗНЫХ КОЛОДОК.		

	Операции	Примечания/Ссылки
(5)	ЗАТЯНУТЬ стояночный тормоз. Потянуть рычаг назад до упора и не менее двух раз нажать обе тормозные педали.	
(6)	Установить упорные колодки перед колесами основных опор шасси и сзади них.	
(7)	ОТПУСТИТЬ стояночный тормоз.	Отдать рычаг вперед до упора.
(8)	Установить стопор рулей: <ul style="list-style-type: none">– Отжать педали управления рулем направления в крайнее заднее положение.– Прикрепить стопор рулевых поверхностей к педалям.– Закрепить ручки управления, один раз обмотав вокруг нее ремни.– Прикрепить замки и затянуть ремни.	
(9)	УБРАТЬ закрылки.	В крайнее верхнее положение.
(10)	Убедиться, что пассажирская дверь и фонарь закрыты и заперты на замок.	

С. Постановка на длительную стоянку

ВНИМАНИЕ: ПРИ ПОСТАНОВКЕ САМОЛЕТА НА ДЛИТЕЛЬНУЮ СТОЯНКУ ВЫПОЛНИТЬ ПРОЦЕДУРУ ПОСТАНОВКИ НА ДЛИТЕЛЬНУЮ СТОЯНКУ. НЕВЫПОЛНЕНИЕ ИЛИ НЕПРАВИЛЬНОЕ ВЫПОЛНЕНИЕ ПРОЦЕДУРЫ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ПОВРЕЖДЕНИЮ САМОЛЕТА.

	Примечания/Ссылки	Операции
(1)	Выполнить процедуру постановки самолета на кратковременную стоянку.	См. п. 1.B.
(2)	Если самолет можно сдвинуть, убрать колодки. Сдвинуть самолет настолько, чтобы колеса совершили 3 или 4 оборота. Установить колодки обратно. Если самолет установлен на подъемники, провернуть каждое колесо рукой на 3 - 4 оборота.	Самолет можно толкать или буксировать. При остановке самолета убедиться, что земли касается другая часть пневматика.
Примечание: Пункт 2 при холодной погоде выполнять ежедневно, при теплой погоде — каждые 7 дней.		
(3)	Выполнить работы по защите от коррозии двигателя, установленного на неэксплуатируемом самолете.	См. Руководство по эксплуатации двигателя АЕ (последняя редакция).
(4)	Установить крышку ППД.	Расположена на левом крыле с нижней стороны.
(5)	Выполнить проверку на наличие воды в топливе.	См. подраздел 12-10.

2. Хранение

При нахождении самолета на стоянке (или отсутствии полетов) в течение более 30 дней необходимо выполнить процедуру, описанную в данном пункте.

А. Оборудование и материалы

Наименование	Количество	Шифр
Колодки под колеса.	4	Серийная продукция.
Стопор рулей.	По необходимости	Серийная продукция.

В. Подготовка

Операции		Примечания/ссылки
(1)	По возможности провентилировать самолет в сухом воздухе.	
(2)	Выполнить процедуру постановки самолета на длительную стоянку.	См. п. 1.
(3)	Слить масло из маслосистемы двигателя.	См. Руководство по эксплуатации двигателя АЕ (последняя редакция).
(4)	Заменить масляный фильтр.	
(5)	Заполнить маслосистему двигателя консервационным маслом Fuchs Titan EM530 DC или Shell Helix Ultra DC225.10.	
(6)	Проверить уровень охлаждающей жидкости, при необходимости долить или слить охлаждающую жидкость.	
(7)	Прогреть двигатель в соответствии с Руководством по эксплуатации двигателя АЕ (последняя редакция).	
(8)	Вывести двигатель на 100 %-ную нагрузку и дождаться прогрева масла до температуры 100°C (212°F).	
(9)	Дать двигателю проработать со 100 %-ной нагрузкой в течение одной минуты.	
(10)	Перевести двигатель в режим малого газа и дать ему проработать в этом режиме одну минуту.	
(11)	Остановить двигатель.	
ВНИМАНИЕ: Запрещается запускать двигатель после ослабления натяжения поликлинового ремня.		
(12)	Ослабить натяжение поликлинового ремня.	См. Руководство по техническому обслуживанию двигателя АЕ (последняя редакция).
(13)	Герметично закрыть все отверстия двигателя.	
(14)	Отсоединить главную аккумуляторную батарею самолета.	См. подраздел 24-31.

Операции		Примечания/Ссылки
(15)	Залить топливо в баки до верхнего уровня.	См. подраздел 12-10.
(16)	Протереть пневматики сухой тряпкой. Нанести защитный аэрозоль для шин.	Выполнять указания изготовителя аэрозоля.
(17)	Произвести смазку самолета.	См. подраздел 12-20.
(18)	Выключить аварийный приводной передатчик.	
(19)	Демонтировать с самолета съемное оборудование.	

С. Ежемесячная проверка

Выполнять ежемесячно во время хранения самолета.

Операции		Примечания/ссылки
(1)	Убрать заглушки со всех отверстий двигателя.	
(2)	Натянуть поликлиновой ремень.	См. Руководство по техническому обслуживанию двигателя АЕ (последняя редакция).
(3)	Наземное опробование двигателя: <ul style="list-style-type: none"> – Подключить главную аккумуляторную батарею или подключить самолет к аэродромному источнику питания. – Запустить двигатель не менее чем на 20 минут. – Отсоединить главную аккумуляторную батарею или отключить самолет от аэродромного источника питания. 	См. РЛЭ, раздел 4А.
ВНИМАНИЕ: Запрещается запускать двигатель после ослабления натяжения поликлинового ремня.		
(4)	Ослабить натяжение поликлинового ремня.	См. Руководство по техническому обслуживанию двигателя АЕ (последняя редакция).
(5)	Герметично закрыть все отверстия двигателя.	

Страница намеренно оставлена пустой

Подраздел 10-20

Швартовка

3. Общие сведения

ВНИМАНИЕ: ПРИ ПОСТАНОВКЕ САМОЛЕТА НА ДЛИТЕЛЬНУЮ СТОЯНКУ НА ОТКРЫТОМ ВОЗДУХЕ НЕОБХОДИМО ВЫПОЛНИТЬ ЕГО ШВАРТОВКУ. СИЛЬНЫЙ ИЛИ ПОРЫВИСТЫЙ ВЕТЕР МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ПОВРЕЖДЕНИЮ НЕПРИШВАРТОВАННОГО САМОЛЕТА.

4. Швартовка

Расположение точек швартовки самолета показано на рисунке 1. На самолете имеется три точки швартовки: по одной под каждым крылом и одна на опорной пластине киля.

А. Оборудование

Наименование	Количество	Шифр
Колодки под колеса.	4	Серийная продукция.
Трос (рекомендуется нейлоновый или пеньковый).	По необходимости	Серийная продукция.

В. Порядок швартовки

	Примечания/Ссылки	Операции
(1)	Поставить самолет на стоянку.	См. подраздел 10-10.
(2)	Убедиться, что закрылки УБРАНЫ .	В крайнее верхнее положение.
<p>ВНИМАНИЕ: САМОЛЕТ ШВАРТОВАТЬ ТОЛЬКО ЗА ТОЧКИ ШВАРТОВКИ.</p> <p>ВНИМАНИЕ: ПРИ ИСПОЛЬЗОВАНИИ ПЕНЬКОВЫХ ТРОСОВ НЕ НАТЯГИВАТЬ ИХ. ТАКИЕ ТРОСЫ ПРИ НАМОКАНИИ НАТЯГИВАЮТСЯ, ЧТО МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ПОВРЕЖДЕНИЮ САМОЛЕТА, ОСОБЕННО ПРИ ШВАРТОВКЕ САМОЛЕТА К ЗАГЛУБЛЕННЫМ АНКЕРНЫМ УЗЛАМ.</p>		
(3)	Прикрепить трос к каждой точке швартовки и к анкерному узлу. Не допускать натяжения тросов.	
(4)	Убрать от самолета все предметы, которые могут вызвать его повреждение.	
(5)	При наличии в прогнозе снега установить опору под нижнюю часть киля.	

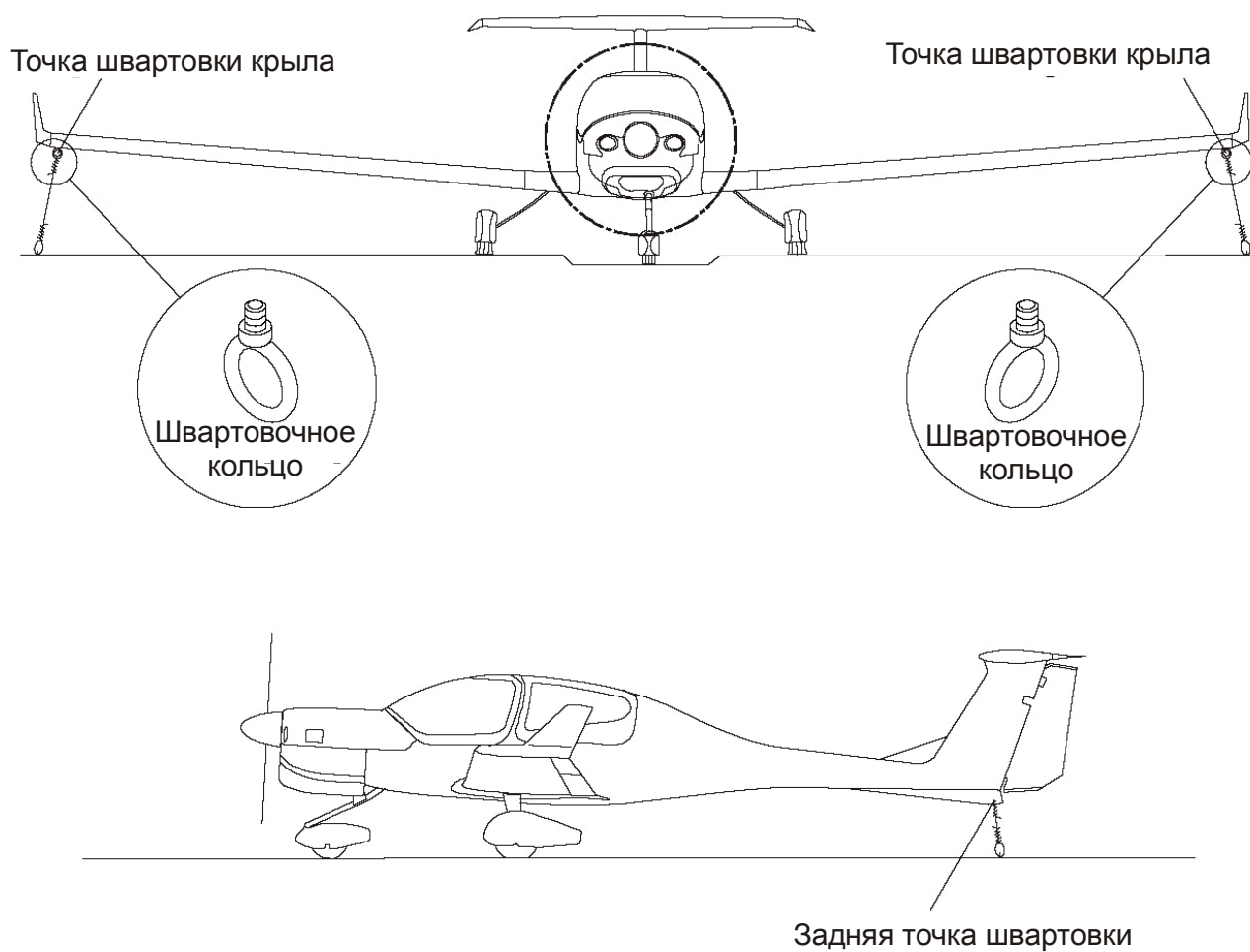


Рисунок 1. Расположение точек швартовки на самолете

Подраздел 10-30

Подготовка к эксплуатации после хранения

5. Общие сведения

Выполняется при нахождении самолета на стоянке (или хранении) в течение более 5 дней.

6. Порядок подготовки к эксплуатации после хранения

A. Продолжительность хранения менее года

Операции		Примечания/Ссылки
(1)	При необходимости установить съемное оборудование, демонтированное перед постановкой на хранение.	
(2)	Если была демонтирована аккумуляторная батарея: – Установить главную аккумуляторную батарею на самолет.	См. подраздел 24-31.
(3)	Выполнить проверку на наличие воды в топливе.	См. подраздел 12-10.
(4)	Проверить давление в каждом пневматике. При необходимости подкачать пневматики.	См. подраздел 12-10.
(5)	Проверить систему ПВД и фонарь кабины на предмет загрязнения.	
(6)	Открыть все отверстия двигателя.	
(7)	Установить поликлиновой ремень в соответствии с Руководством по техническому обслуживанию двигателя АЕ (последняя редакция).	
(8)	Слить масло из двигателя и залить в двигатель масло разрешенной марки.	См. Руководство по летной эксплуатации (последняя редакция).
(9)	Проверить уровни масла и охлаждающей жидкости.	См. подраздел 12-10.
(10)	Выполнить наземное опробование двигателя в соответствии с Руководством по эксплуатации двигателя АЕ (последняя редакция).	
(11)	Включить аварийный приводной передатчик.	
(12)	Убрать стопор рулей: – Ослабить ремни и отсоединить замки. – Отсоединить ремни от ручки управления. – Отсоединить стопор от педалей. – Установить педали управления рулем направления в нейтральное положение.	

В. Продолжительность хранения год и более

Операции		Примечания/Ссылки
(1)	Связаться с изготовителем двигателя — компанией Austro Engine GmbH.	
(2)	При необходимости установить съемное оборудование, демонтированное перед постановкой на хранение.	
(3)	Если была демонтирована аккумуляторная батарея: – Установить главную аккумуляторную батарею на самолет.	См. подраздел 24-31.
(4)	Убрать стопор рулей: – Ослабить ремни и отсоединить замки. – Отсоединить ремни от ручки управления. – Отсоединить стопор от педалей. – Установить педали управления рулем направления в нейтральное положение.	
(5)	Выполнить техническое обслуживание через 200 часов.	См. подраздел 05-10.

РАЗДЕЛ 11

ТРАФАРЕТЫ И НАДПИСИ

Страница намеренно оставлена пустой

СОДЕРЖАНИЕ

РАЗДЕЛ 11 ТРАФАРЕТЫ И НАДПИСИ

1. Общие сведения	1
-------------------------	---

Подраздел 11-20 Наружные трафареты и надписи

1. Общие сведения	1
-------------------------	---

Подраздел 11-30 Внутренние трафареты и надписи

1. Общие сведения	1
-------------------------	---

Страница намеренно оставлена пустой

РАЗДЕЛ 11

ТРАФАРЕТЫ И НАДПИСИ

1. Общие сведения

Трафареты используются для целей идентификации и обозначения. На них приводится информация о функциях, порядке работы и эксплуатационных ограничениях систем и оборудования.

Примечание: Снятие и замена трафаретов, а также изменение их содержания допускаются только с разрешения национальных органов контроля летной годности.

В данном разделе приводится информация о расположении следующих трафаретов и надписей:

- Наружные трафареты.
- Наружные надписи.
- Внутренние трафареты.

Все трафареты, за исключением таблички изготовителя, изготовлены из самоклеящейся полимерной пленки. Табличка изготовителя, расположенная в левой нижней части киля, изготовлена из металла.

Поврежденные надписи и трафареты необходимо заменять.

2. Замена трафаретов из полимерной пленки

A. Материал

Наименование	Количество	Шифр
Растворитель.	По необходимости	Серийная продукция.

В. Замена трафарета

Данная процедура описывает порядок замены как внутренних, так и наружных трафаретов, изготовленных из пленки.

	Операции	Примечания/ссылки
(1)	Снять старый трафарет: <ul style="list-style-type: none">– Разогреть трафарет феном.– Поднять один угол трафарета.– Снять трафарет.	
ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: НЕ ДОПУСКАТЬ ПОПАДАНИЯ РАСТВОРИТЕЛЯ НА КОЖУ И ВДЫХАНИЯ ПАРОВ РАСТВОРИТЕЛЯ. РАСТВОРИТЕЛЬ МОЖЕТ ВЫЗВАТЬ РАЗДРАЖЕНИЕ И СТАТЬ ПРИЧИНОЙ ЗАБОЛЕВАНИЯ.		
(2)	Очистить участок поверхности, где необходимо установить новый трафарет.	Пользоваться обычным серийно выпускаемым растворителем. Поверхность обезжирить. Выполнять указания изготовителя растворителя.
(3)	Снять защитный слой с нового трафарета.	
(4)	Установить новый трафарет в нужное положение. Разгладить трафарет чистой тряпкой.	

Подраздел 11-20

Подготовка к эксплуатации после хранения

1. Общие сведения

На рисунке 1 показаны наружные надписи и трафареты для самолета DA 40 NG.

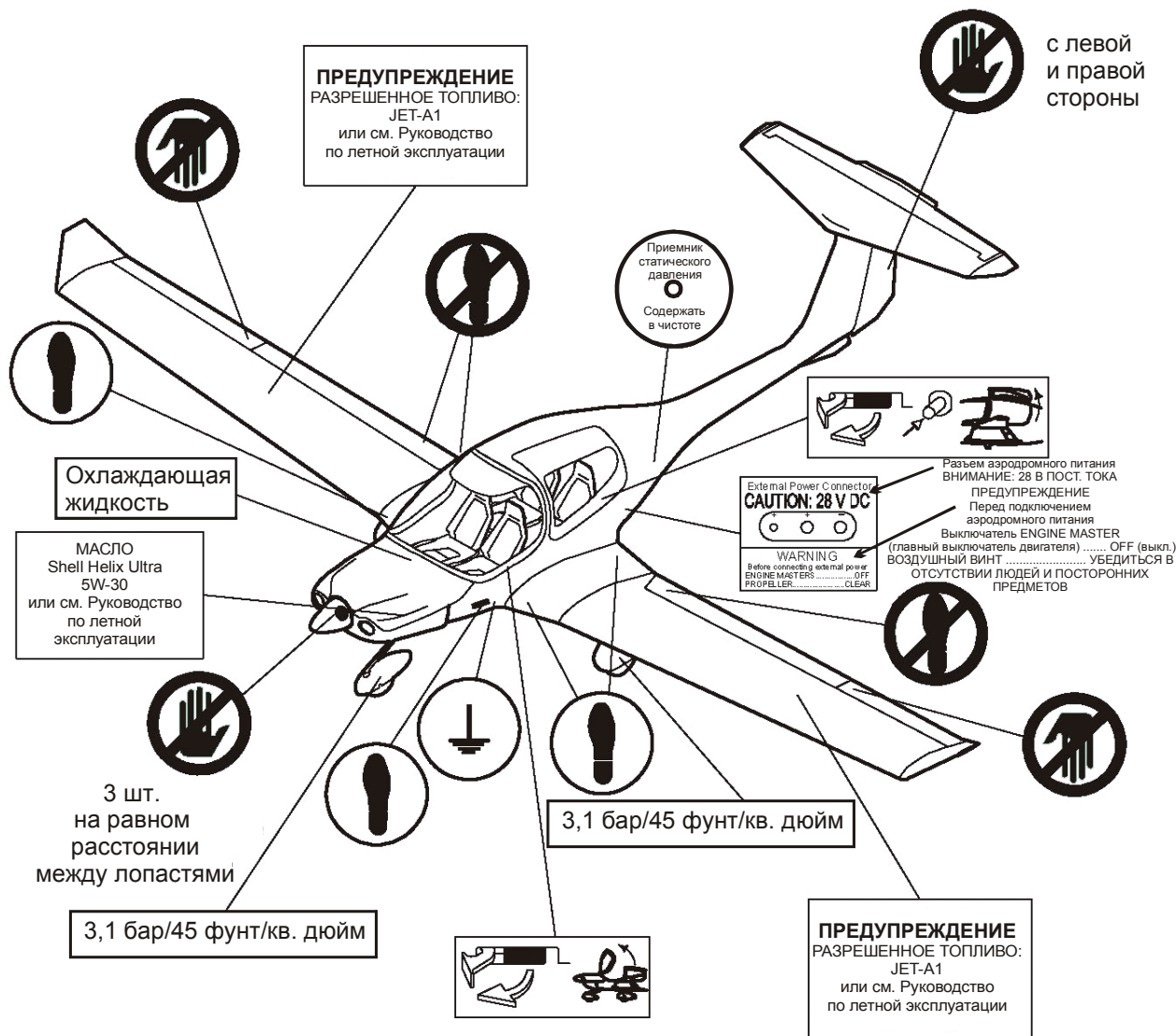


Рисунок 1. Наружные трафареты

Страница намеренно оставлена пустой

Подраздел 11-30

Внутренние трафареты и надписи

1. Общие сведения

На рисунке 1 показаны внутренние трафареты и надписи.

На рисунках 2 - 4 показаны трафареты на главной приборной панели.

На рисунках 5 и 6 и на следующих за ними рисунках показаны дополнительные или альтернативные трафареты, которые могут устанавливаться при изменениях конструкции.

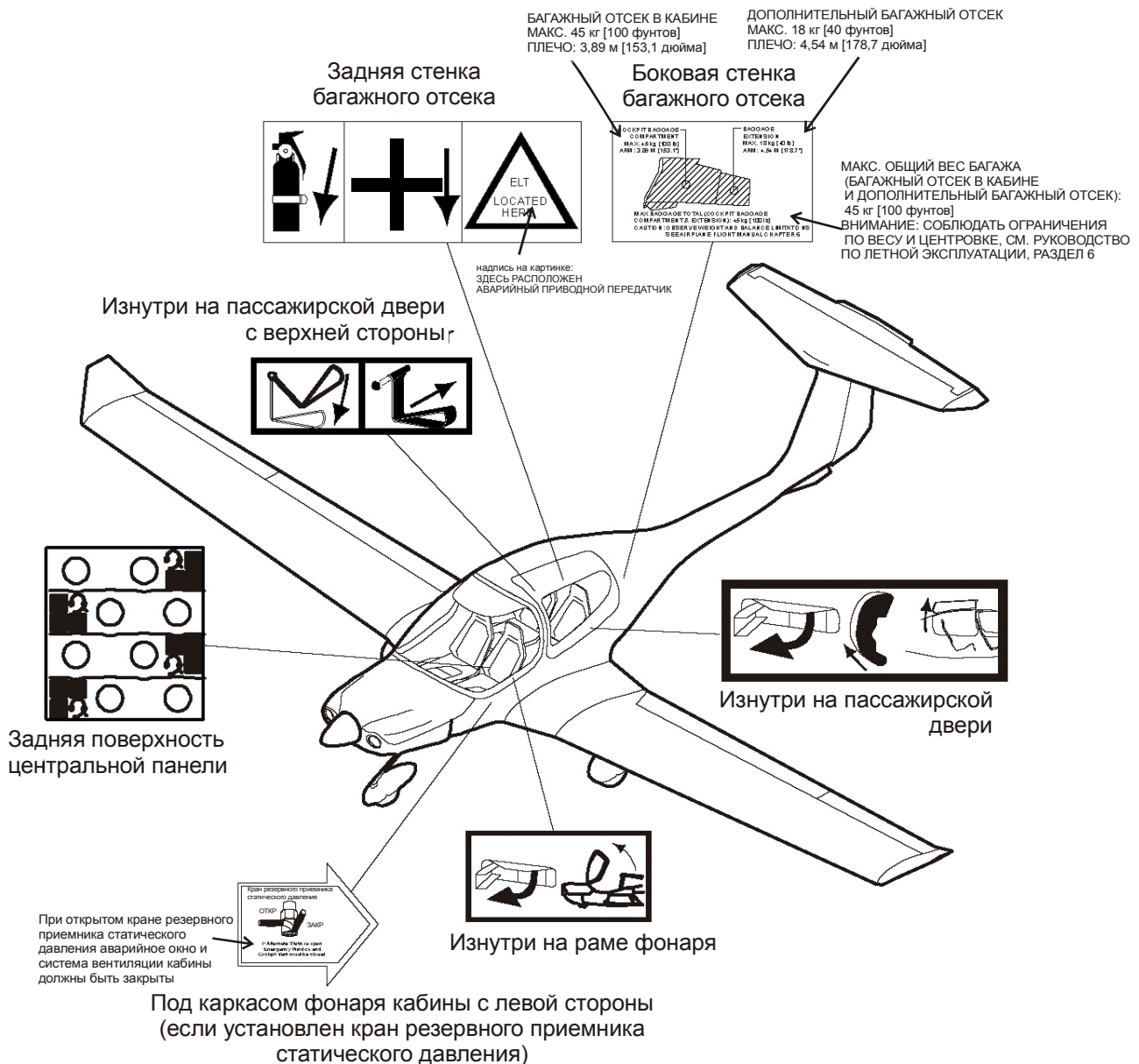


Рисунок 1. Внутренние трафареты и надписи

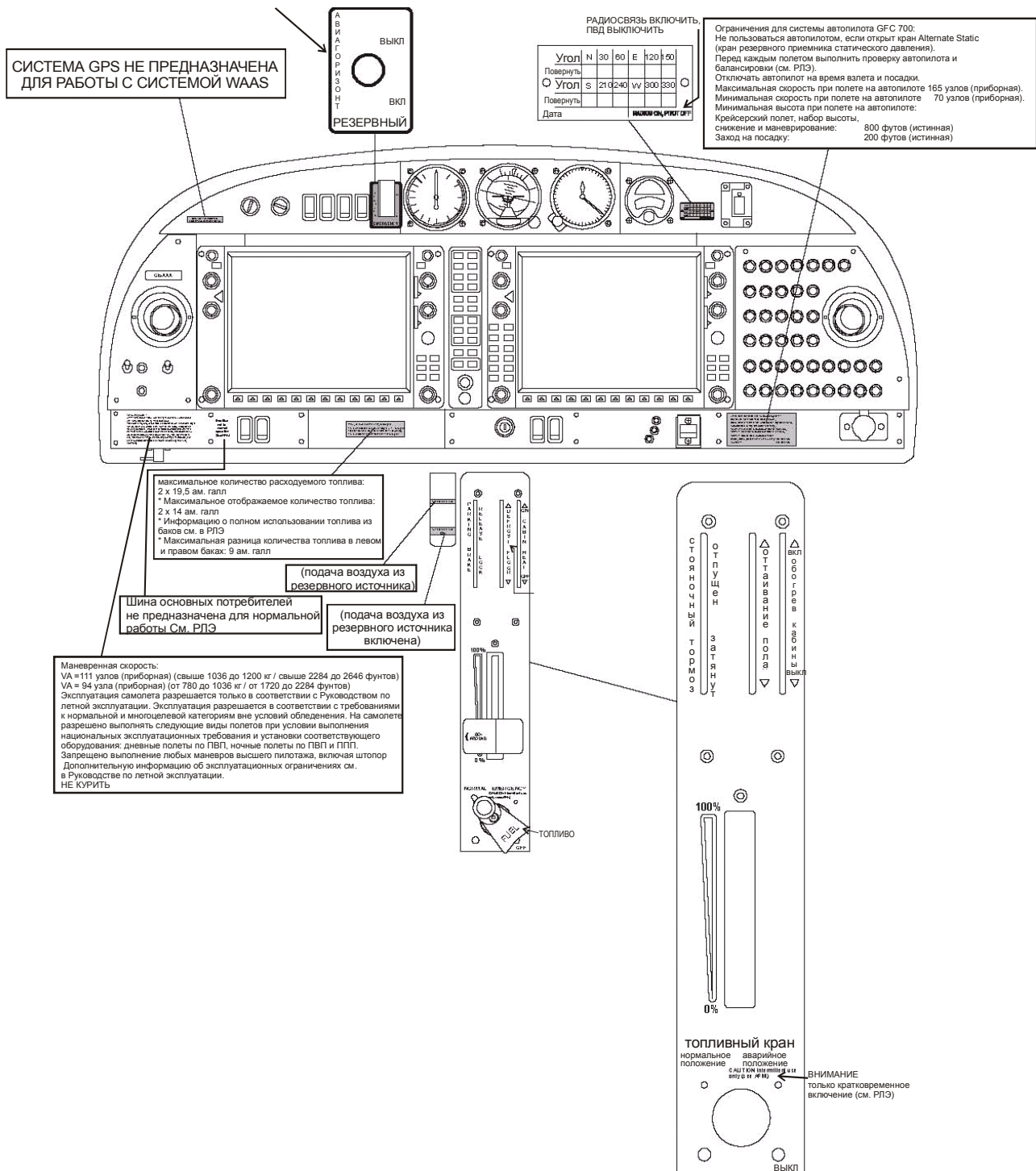


Рисунок 2. Трафареты и надписи на главной приборной панели

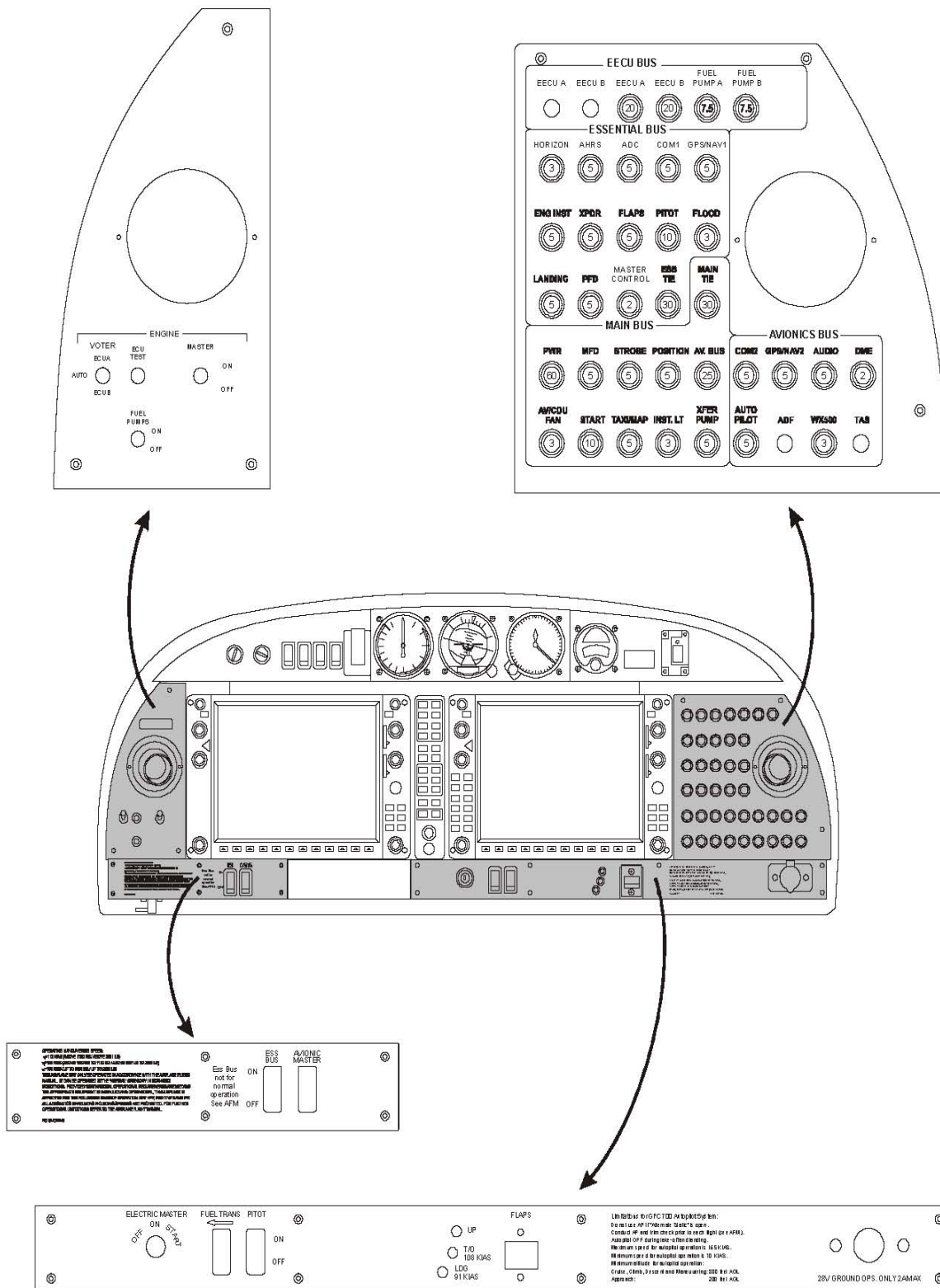


Рисунок 3. Панели с трафаретами — лист 1

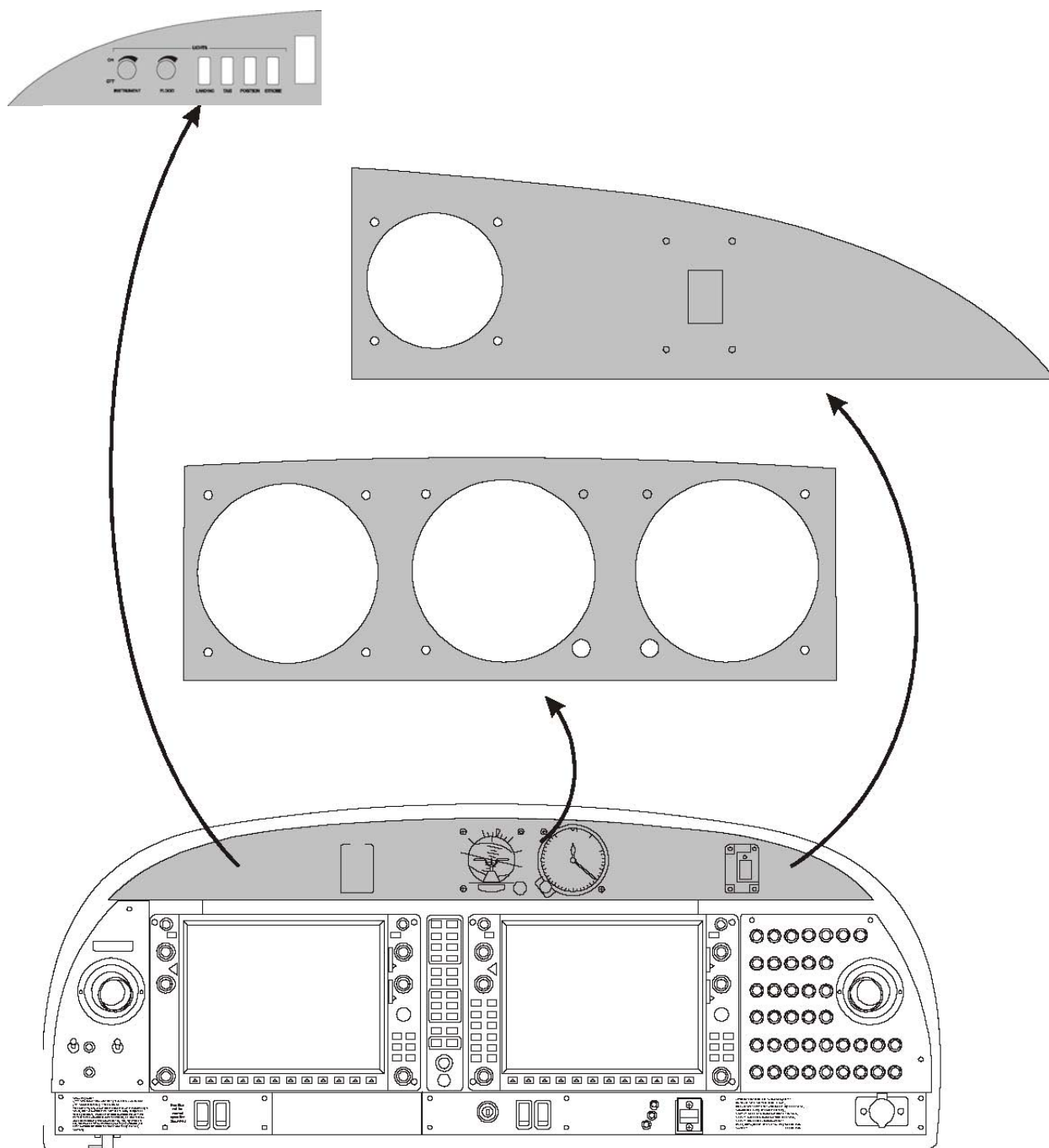


Рисунок 4. Панели с трафаретами — лист 2

Страница намеренно оставлена пустой

РАЗДЕЛ 12

ОБСЛУЖИВАНИЕ

Страница намеренно оставлена пустой

СОДЕРЖАНИЕ

РАЗДЕЛ 12 ОБСЛУЖИВАНИЕ

1. Общие сведения	1
-------------------------	---

Подраздел 12-10

Заправка техническими жидкостями

1. Общие сведения	1
2. Топливная система	1
3. Заправка топливом и слив топлива	4
4. Проверка топлива на загрязнение	5
5. Маслосистема двигателя	6
6. Масло редуктора	10
7. Охлаждающая жидкость двигателя	13
8. Тормозная система	19
9. Пневматики	20

Подраздел 12-20

Плановое обслуживание

1. Общие сведения	1
2. Регламент смазки	2

Подраздел 12-30

Внеплановое обслуживание

1. Общие сведения	1
2. Мойка внешних поверхностей	1
3. Мойка фонаря	1
4. Чистка внутренних поверхностей	2
5. Мойка двигателя	2
6. Чистка от снега и льда	3

Страница намеренно оставлена пустой

РАЗДЕЛ 12

ОБСЛУЖИВАНИЕ

1. Общие сведения

В данном разделе описывается порядок общего технического обслуживания самолета:

- Подраздел 12-10. Порядок заправки техническими жидкостями систем самолета.
- Подраздел 12-20. Порядок смазки.
- Подраздел 12-30. Мойка и чистка, удаление снега и льда.

Порядок профилактического и корректирующего технического обслуживания систем самолета описан в соответствующем разделе настоящего руководства. Информацию о сроках и содержании технического обслуживания см. в разделе 05.

Примечание: Обозначения «левый», «правый», «передний» и «задний» приводятся относительно направления полета самолета.

Страница намеренно оставлена пустой

Подраздел 12-10

Заправка техническими жидкостями

1. Общие сведения

В данном подразделе описывается порядок заправки техническими жидкостями систем самолета. Расположение точек обслуживания показано на рисунке 1.

2. Топливная система

Топливные баки расположены между главными лонжеронами в каждом крыле. Каждый бак состоит из одной (исполнение со стандартными баками) или двух (исполнение с баками увеличенной емкости) камер, которые соединены друг с другом. Информация о количестве камер и полезной емкости баков приведена в следующей таблице:

Вариант исполнения топливных баков	Количество камер в баке	Полезная емкость бака	
		[ам. галл]	[л]
Исполнение со стандартными баками	1	14	53
Исполнение с баками увеличенной емкости (ОАМ 40-130)	2	19.5	74

На каждом крыле с верхней стороны, приблизительно посередине между корнем и законцовкой крыла, расположена крышка заливной горловины топливного бака. Заливные горловины соединяются с топливными баками с внешней стороны баков. На нижней поверхности каждого крыла с внешней стороны от корневой части имеется кран слива топлива. Третий кран слива топлива расположен на нижней поверхности носовой части фюзеляжа и соединен с отстойником.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: НЕ ДОПУСКАЕТСЯ НАХОЖДЕНИЕ РЯДОМ С ТОПЛИВОМ ПЛАМЕНИ, ИСКР И ИСТОЧНИКОВ ТЕПЛА. ТОПЛИВО ОБЛАДАЕТ ВЫСОКОЙ ГОРЮЧЕСТЬЮ. ВОЗГОРАНИЕ ТОПЛИВА МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ТРАВМАМ И ПОВРЕЖДЕНИЮ САМОЛЕТА.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: НЕ ДОПУСКАТЬ ПОПАДАНИЯ ТОПЛИВА НА КОЖУ ПОПАДАНИЕ ТОПЛИВА НА КОЖУ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К РАЗВИТИЮ КОЖНЫХ ЗАБОЛЕВАНИЙ.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: ПЕРЕД ЗАПРАВКОЙ ТОПЛИВОМ НЕОБХОДИМО ЗАЗЕМЛИТЬ САМОЛЕТ И ТОПЛИВОЗАПРАВЩИК. НЕВЫПОЛНЕНИЕ ЭТОГО ТРЕБОВАНИЯ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ВОЗГОРАНИЮ ТОПЛИВА ВО ВРЕМЯ ЗАПРАВКИ ПОД ДЕЙСТВИЕМ СТАТИЧЕСКОГО ЭЛЕКТРИЧЕСТВА.

- ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ:** УБЕДИТЬСЯ В НАЛИЧИИ ОГNETУШИТЕЛЯ.
- ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ:** В ЗОНЕ ЗАПРАВКИ ОТКЛЮЧИТЬ ВСЁ НАЗЕМНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ.
- ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ:** ЗАПРЕЩАЕТСЯ ПОЛЬЗОВАТЬСЯ ЭЛЕКТРИЧЕСКИМИ
ВЫКЛЮЧАТЕЛЯМИ В САМОЛЕТЕ.
- ВНИМАНИЕ:** ИСПОЛЬЗОВАТЬ ТОЛЬКО МАРКИ ТОПЛИВА, УКАЗАННЫЕ В РАЗДЕЛЕ 2
РУКОВОДСТВА ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ.

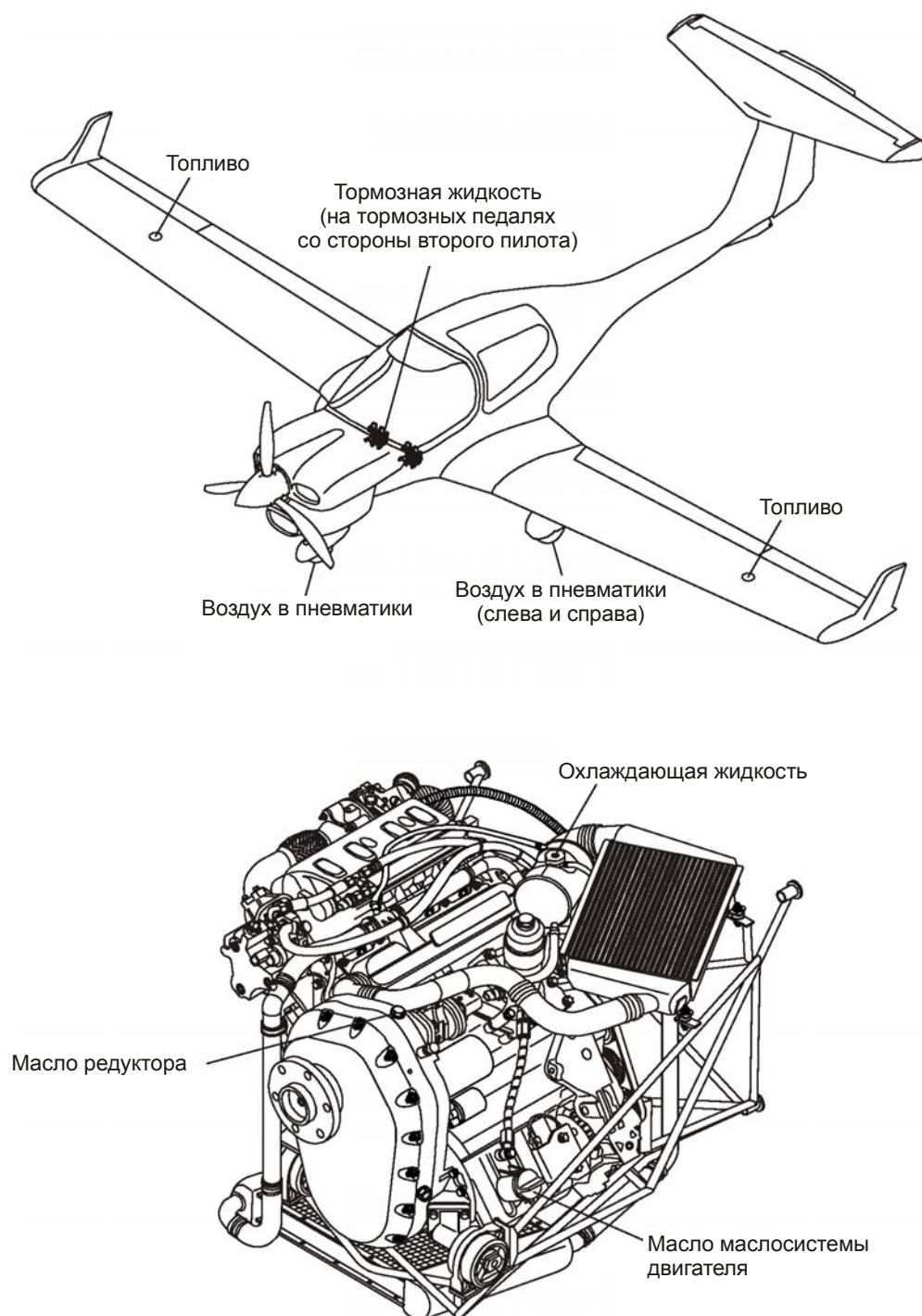


Рисунок 1. Точки заправки

3. Заправка топливом и слив топлива**А. Заправка топливом**

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Остановить двигатель.	
(2)	Установить выключатель ENGINE MASTER (главный выключатель двигателя) в положение OFF (выкл.).	
(3)	Всем людям покинуть самолет.	
(4)	Заземлить самолет.	В месте присоединения заправочного шланга.
(5)	Заземлить топливозаправщик.	
(6)	Снять крышку заливной горловины топливного бака.	
(7)	Произвести заправку самолета.	
(8)	Установить на место крышку заливной горловины топливного бака.	Убедиться, что крышка заливной горловины зафиксирована.
(9)	Выполнить операции 6 - 8 для заправки бака в другом крыле.	
(10)	Отсоединить кабель заземления от самолета.	
(11)	Отсоединить кабель заземления от топливозаправщика.	

В. Слив топлива

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Заземлить самолет.	В месте присоединения заправочного шланга.
(2)	Установить подходящую емкость под сливной кран соответствующей стороны.	Убедиться в наличии достаточного количества емкостей для слива всего топлива. Объем топлива в каждом крыле составляет приблизительно 20 ам. галл (75 л).
(3)	Открыть сливной кран.	
(4)	После завершения слива топлива закрыть сливной кран.	Убедиться, что сливной кран закрыт правильно.
(5)	При необходимости выполнить операции 2 - 4 для другого крыла.	
(6)	Отсоединить кабель заземления от самолета.	В точке заземления в месте присоединения заправочного шланга.

4. Проверка топлива на загрязнение

А. Оборудование

Наименование	Количество	Шифр
Стеклянная емкость.	1	Серийная продукция.

В. В. Порядок проверки топлива на загрязнение

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Установить стеклянную емкость под сливной кран топливного бака, откуда необходимо взять пробу топлива.	
(2)	Открыть сливной кран.	
(3)	После заполнения емкости наполовину закрыть сливной кран.	Убедиться, что сливной кран закрыт правильно.
(4)	Дать топливу в стеклянной емкости отстояться в течение 1 минуты.	
(5)	Осмотреть образец топлива: – Топливо должно быть прозрачным (JET A1). – Обратить особое внимание на наличие мелких капель воды на дне стеклянной емкости. – Осмотреть на наличие мелких частиц посторонних примесей.	При обнаружении воды или посторонних примесей провести проверку повторно. Если после третьей проверки будет по-прежнему обнаружено загрязнение, слить топливо из соответствующего топливного бака. Промыть бак (топливом) и заправить его чистым топливом.
(6)	Выполнить операции 1 - 5 для заправки бака в другом крыле.	
(7)	Выполнить операции 1 - 5 для сливного крана с отстойником.	Сливной кран с отстойником расположен на нижней поверхности носовой части фюзеляжа.

5. Маслосистема двигателя

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: РАБОТА ДВИГАТЕЛЯ БЕЗ МАСЛА (ИЛИ С НИЗКИМ УРОВНЕМ МАСЛА) В МАСЛОСИСТЕМЕ ДВИГАТЕЛЯ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К НЕИСПРАВНОСТИ ДВИГАТЕЛЯ ИЛИ ЕГО ВЫХОДУ ИЗ СТРОЯ.

Двигатель самолета DA 40 NG оснащен системой смазки с мокрым картером. Количество масла указано в следующей таблице:

Емкость масляного поддона		Минимальное количество, обеспечивающее безопасную работу	
[л]	[ам. кварт]	[л]	[ам. кварт]
7,0	7,4	5,0	5,3

Использовать только масло марок, рекомендованных изготовителем двигателя.

Маслозаливная горловина расположена на левой стороне двигателя (рисунок 2). В верхнем капоте двигателя с левой стороны предусмотрен люк подхода к горловине. В маслозаливную горловину установлен щуп для измерения уровня.

Незначительный расход масла в пределах 0,1 л/ч не является признаком неисправности. Уровень масла необходимо измерять перед каждым полетом (или запуском двигателя на земле). При необходимости следует долить масло в маслосистему.

А. Дозаправка маслосистемы двигателя

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Открыть люк подхода на верхнем капоте с левой стороны.	
(2)	Открутить крышку маслозаливной горловины.	
(3)	Измерить уровень масла: <ul style="list-style-type: none">– Снять крышку заливной горловины с масляным щупом.– Очистить масляный щуп.– Установить на место крышку заливной горловины.– Еще раз снять крышку заливной горловины.– Проверить уровень масла по щупу.	Масляный щуп встроен в крышку заливной горловины.
ВНИМАНИЕ: ИСПОЛЬЗОВАТЬ ТОЛЬКО МАСЛО РЕКОМЕНДОВАННЫХ МАРОК. ИНФОРМАЦИЮ О ТРЕБОВАНИЯХ К МАСЛУ МАСЛОСИСТЕМЫ ДВИГАТЕЛЯ СМ. В РАЗДЕЛЕ 2 РУКОВОДСТВА ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ. ИСПОЛЬЗОВАНИЕ МАСЛА ДРУГИХ МАРОК МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ВЫХОДУ ДВИГАТЕЛЯ ИЗ СТРОЯ.		
(4)	При необходимости долить масло в маслосистему до требуемого уровня.	
(5)	Установить на место крышку заливной горловины.	
(6)	Установить люк подхода на верхний капот.	

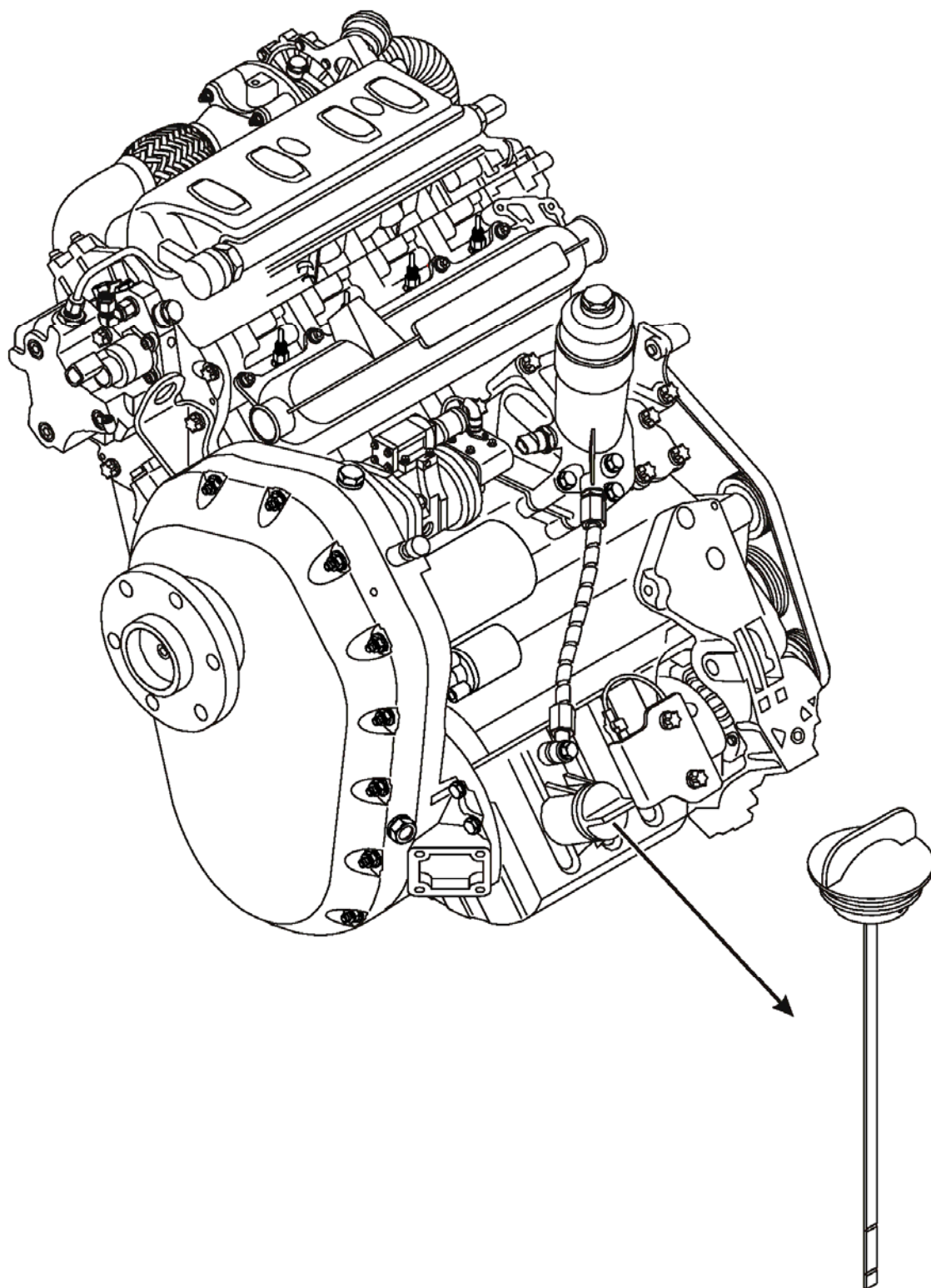


Рисунок 2. Заливная горловина масла двигателя/щуп

В. Замена масла маслосистемы двигателя

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Снять капоты двигателя.	См. подраздел 71-10.
(2)	Убрать сливную пробку маслосистемы двигателя.	Слева внизу на картере двигателя с задней стороны. Убрать контровочную проволоку.
(3)	Слить масло из маслосистемы двигателя при прогревом двигателя.	Для сбора масла использовать подходящую емкость.
(4)	Осмотреть слитое масло на предмет его загрязнения охлаждающей жидкостью.	Наличие следов охлаждающей жидкости в масле не допускается.
(5)	Установить на место сливную пробку масла двигателя: – Затянуть сливную пробку. – Законтрить сливную пробку контровочной проволокой.	Установить новую уплотнительную шайбу. Шифр детали см. в Руководстве по техническому обслуживанию двигателя АЕ (последняя редакция).
ВНИМАНИЕ: ИСПОЛЬЗОВАТЬ ТОЛЬКО МАСЛО РЕКОМЕНДОВАННЫХ МАРОК. ИНФОРМАЦИЮ О ТРЕБОВАНИЯХ К МАСЛУ МАСЛОСИСТЕМЫ ДВИГАТЕЛЯ СМ. В РАЗДЕЛЕ 2 РУКОВОДСТВА ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ. ИСПОЛЬЗОВАНИЕ МАСЛА ДРУГИХ МАРОК МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ВЫХОДУ ДВИГАТЕЛЯ ИЗ СТРОЯ.		
(6)	Залить в маслосистему двигателя свежее моторное масло до максимального уровня.	
(7)	Выполнить запуск двигателя.	Дождаться прогрева масла до температуры более 80°C.
(8)	Проверить уровень масла, при необходимости долить масло.	См. п. А.
(9)	Проверить на наличие утечек, особенно в месте установки сливной пробки.	
(10)	Установить капоты двигателя.	См. подраздел 71-10.
Примечание: Для обеспечения экологических требований замена масла маслосистемы двигателя разрешается только на маслонепроницаемой поверхности. Использованное масло утилизировать с соблюдением действующих правил. Не допускать загрязнения маслом окружающей среды и подземных вод.		

6. Масло редуктора

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: РАБОТА ДВИГАТЕЛЯ БЕЗ МАСЛА (ИЛИ С НИЗКИМ УРОВНЕМ МАСЛА) В МАСЛОСИСТЕМЕ РЕДУКТОРА МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К НЕИСПРАВНОСТИ ДВИГАТЕЛЯ ИЛИ ЕГО ВЫХОДУ ИЗ СТРОЯ.

Объем масла в редукторе составляет 2,1 л (2,2 ам. кварты). Уровень масла в редукторе можно проверить через смотровое стекло, расположенное с передней стороны двигателя.

А. Дозаправка маслосистемы редуктора

ВНИМАНИЕ: ПРИ НИЗКОМ УРОВНЕ МАСЛА В РЕДУКТОРЕ НЕОБХОДИМО УСТАНОВИТЬ ПРИЧИНУ И УСТРАНИТЬ НЕИСПРАВНОСТЬ. УСТРАНЕНИЕ НЕИСПРАВНОСТИ ДОЛЖНО ПРОИЗВОДИТЬСЯ ТОЛЬКО ПЕРСОНАЛОМ, ИМЕЮЩИМ СООТВЕТСТВУЮЩИЙ ДОПУСК.

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Снять верхний капот двигателя.	См. подраздел 71-10.
(2)	Убрать пробку маслозаливной горловины редуктора.	В верхней части редуктора. Убрать контровочную проволоку.
ВНИМАНИЕ: ИСПОЛЬЗОВАТЬ ТОЛЬКО МАСЛО РЕКОМЕНДОВАННЫХ МАРОК. ИНФОРМАЦИЮ О ТРЕБОВАНИЯХ К МАСЛУ РЕДУКТОРА СМ. В РАЗДЕЛЕ 2 РУКОВОДСТВА ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ. ИСПОЛЬЗОВАНИЕ МАСЛА ДРУГИХ МАРОК МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ВЫХОДУ ДВИГАТЕЛЯ ИЗ СТРОЯ.		
(3)	Долить масло в маслосистему редуктора.	Проверить уровень через смотровое стекло.
(4)	Установить пробку маслозаливной горловины редуктора: <ul style="list-style-type: none"> – Затянуть пробку. – Законтрить пробку контровочной проволокой. 	Установить новую уплотнительную шайбу. Шифр детали см. в Руководстве по техническому обслуживанию двигателя АЕ.
(5)	Установить верхний капот двигателя.	См. подраздел 71-10.

В. Замена масла редуктора

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Снять капоты двигателя.	См. подраздел 71-10.
(2)	Убрать пробку маслозаливной горловины редуктора: – Убрать контровочную проволоку. – Убрать пробку заливной горловины.	В верхней части редуктора.
(3)	Убрать сливную пробку масла редуктора: – Убрать контровочную проволоку. – Убрать сливную пробку.	В нижней части редуктора.
(4)	Слить масло из редуктора при прогревом двигателя.	Для сбора масла использовать подходящую емкость.
(5)	Установить на место сливную пробку масла редуктора: – Затянуть сливную пробку в соответствии с Руководством по техническому обслуживанию двигателя АЕ (последняя редакция). – Законтрить сливную пробку контровочной проволокой.	Установить новую уплотнительную шайбу. Шифр детали см. в Руководстве по техническому обслуживанию двигателя АЕ (последняя редакция).
ВНИМАНИЕ: ИСПОЛЬЗОВАТЬ ТОЛЬКО МАСЛО РЕКОМЕНДОВАННЫХ МАРОК. ИНФОРМАЦИЮ О ТРЕБОВАНИЯХ К МАСЛУ РЕДУКТОРА СМ. В РАЗДЕЛЕ 2 РУКОВОДСТВА ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ. ИСПОЛЬЗОВАНИЕ МАСЛА ДРУГИХ МАРОК МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ВЫХОДУ ДВИГАТЕЛЯ ИЗ СТРОЯ.		
(6)	Залить в двигатель новое масло для редуктора в объеме приблизительно 2 л (2,1 ам. кварты).	Проверить уровень через смотровое стекло.
(7)	Установить пробку маслозаливной горловины редуктора: – Затянуть пробку в соответствии с Руководством по техническому обслуживанию двигателя АЕ (последняя редакция). – Законтрить пробку контровочной проволокой.	Установить новую уплотнительную шайбу. Шифр детали см. в Руководстве по техническому обслуживанию двигателя АЕ (последняя редакция).
(8)	Выполнить пробный запуск двигателя.	См. подраздел 71-00, п. 3.

	Операции	Примечания/Ссылки
(9)	Проверить уровень масла через смотровое стекло уровня масла. При необходимости долить масло.	См. операции 5 - 7 выше. Уровень масла в редукторе приведен в Руководстве по техническому обслуживанию двигателя AE (последняя редакция).
(10)	Проверить на наличие утечек, особенно в районе сливной пробки и пробки заливной горловины.	
(11)	Установить капоты двигателя.	См. подраздел 71-10.
Примечание: Для обеспечения экологических требований замена масла редуктора разрешается только на маслонепроницаемой поверхности. Использованное масло утилизировать с соблюдением действующих правил. Не допускать загрязнения маслом окружающей среды и подземных вод.		

7. Охлаждающая жидкость двигателя

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: НЕ СНИМАТЬ КРЫШКУ ЗАЛИВНОЙ ГОРЛОВИНЫ РАСШИРИТЕЛЬНОГО БАКА ПРИ ГОРЯЧЕМ ДВИГАТЕЛЕ. БАК НАХОДИТСЯ ПОД ДАВЛЕНИЕМ ГОРЯЧЕЙ ОХЛАЖДАЮЩЕЙ ЖИДКОСТИ. ВЫБРОС ГОРЯЧЕЙ ОХЛАЖДАЮЩЕЙ ЖИДКОСТИ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ТРАВМАМ.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: ПРИ ШТАТНОЙ РАБОТЕ ДВИГАТЕЛЬ AE E4 НЕ ДОЛЖЕН РАСХОДОВАТЬ ОХЛАЖДАЮЩУЮ ЖИДКОСТЬ. ПРИ СНИЖЕНИИ УРОВНЯ ОХЛАЖДАЮЩЕЙ ЖИДКОСТИ ДАЛЬНЕЙШАЯ ЭКСПЛУАТАЦИЯ ДВИГАТЕЛЯ ЗАПРЕЩАЕТСЯ ДО УСТАНОВЛЕНИЯ ПРИЧИНЫ СНИЖЕНИЯ УРОВНЯ. ЭКСПЛУАТАЦИЯ ДВИГАТЕЛЯ С НЕИСПРАВНОЙ СИСТЕМОЙ ОХЛАЖДЕНИЯ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ВЫХОДУ ДВИГАТЕЛЯ ИЗ СТРОЯ.

Двигатель самолета DA 40 NG оснащен системой жидкостного охлаждения, которая используется для охлаждения двигателя и обогрева кабины. Охлаждающая жидкость циркулирует вокруг двигателя в водяной рубашке. После нагрева охлаждающей жидкости до нормальной рабочей температуры двигателя терморегулирующий клапан направляет поток охлаждающей жидкости на теплообменник, таким образом регулируя температуру охлаждающей жидкости.

Расширительный бак охлаждающей жидкости расположен на левой стороне двигателя (рисунок 3). Расширительный бак имеет заливную горловину с крышкой, оснащенной клапаном регулирования давления для защиты системы от избыточного давления. В данном пункте описывается порядок заправки системы охлаждения после слива охлаждающей жидкости для технического обслуживания или ремонта системы.

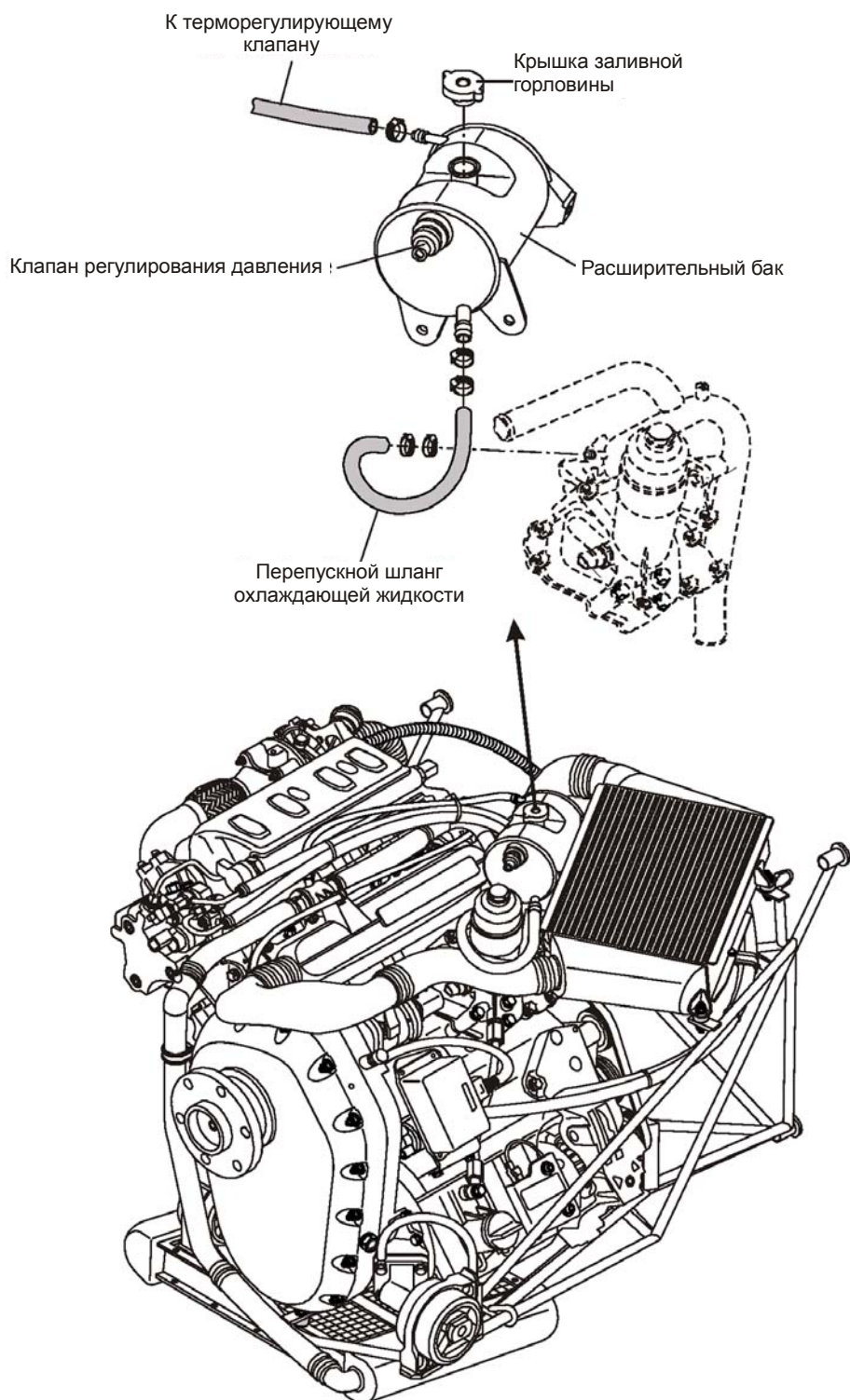


Рисунок 3. Расширительный бак охлаждающей жидкости двигателя и крышка заливной горловины

А. Заправка системы охлаждения

ВНИМАНИЕ: ПРИ НИЗКОМ УРОВНЕ ОХЛАЖДАЮЩЕЙ ЖИДКОСТИ В РЕДУКТОРЕ НЕОБХОДИМО УСТАНОВИТЬ ПРИЧИНУ И УСТРАНИТЬ НЕИСПРАВНОСТЬ. УСТРАНЕНИЕ НЕИСПРАВНОСТИ ДОЛЖНО ПРОИЗВОДИТЬСЯ ТОЛЬКО ПЕРСОНАЛОМ, ИМЕЮЩИМ СООТВЕТСТВУЮЩИЙ ДОПУСК.

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Снять верхний капот двигателя.	См. подраздел 71-10.
ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: НЕ СНИМАТЬ ГЕРМЕТИЧНУЮ КРЫШКУ РАСШИРИТЕЛЬНОГО БАКА ПРИ ГОРЯЧЕМ ДВИГАТЕЛЕ. ЭТО МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ВЫБРОСУ ГОРЯЧЕЙ ОХЛАЖДАЮЩЕЙ ЖИДКОСТИ ПОД ДАВЛЕНИЕМ СИСТЕМЫ И ОЖОГАМ.		
(2)	Снять герметичную крышку бака охлаждающей жидкости: <ul style="list-style-type: none"> – Слегка повернуть крышку против часовой стрелки для стравливания давления. – После полного стравливания давления повернуть крышку против часовой стрелки до упора. 	
ВНИМАНИЕ: ИСПОЛЬЗОВАТЬ ТОЛЬКО ОХЛАЖДАЮЩУЮ ЖИДКОСТЬ РЕКОМЕНДОВАННЫХ МАРОК. ИНФОРМАЦИЮ О ТРЕБОВАНИЯХ К ОХЛАЖДАЮЩЕЙ ЖИДКОСТИ СМ. В РАЗДЕЛЕ 2 РУКОВОДСТВА ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ. ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ОХЛАЖДАЮЩЕЙ ЖИДКОСТИ ДРУГИХ МАРОК МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ВЫХОДУ ДВИГАТЕЛЯ ИЗ СТРОЯ.		
(3)	Залить охлаждающую жидкость до уровня низа заливной горловины бака.	Дождаться заполнения системы охлаждающей жидкостью.
(4)	Установить на место крышку заливной горловины.	
ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: НЕ СНИМАТЬ ГЕРМЕТИЧНУЮ КРЫШКУ РАСШИРИТЕЛЬНОГО БАКА ПРИ ГОРЯЧЕМ ДВИГАТЕЛЕ. ЭТО МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ВЫБРОСУ ГОРЯЧЕЙ ОХЛАЖДАЮЩЕЙ ЖИДКОСТИ ПОД ДАВЛЕНИЕМ СИСТЕМЫ И ОЖОГАМ.		

	Операции	Примечания/Ссылки
	Примечание: При сливе охлаждающей жидкости из системы охлаждения для технического обслуживания или ремонта в систему может попасть воздух. Для удаления воздуха из системы и обеспечения необходимого уровня жидкости в расширительном баке необходимо выполнить следующие операции.	
(5)	Выполнить пробный запуск двигателя и дождаться его разогрева до нормальной рабочей температуры. Заглушить двигатель.	См. подраздел 71-00. Проверить на наличие утечек.
(6)	Дождаться охлаждения двигателя.	
(7)	Повторять операции 2 - 6 до тех пор, пока объем охлаждающей жидкости не останется неизменным на необходимом уровне.	
(8)	Установить верхний капот двигателя.	

В. Заправка системы охлаждения двигателя и прокачка системы для удаления из нее воздуха

См. подраздел 75-00.

С. Замена охлаждающей жидкости

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Снять капоты двигателя.	См. подраздел 71-10.
ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: НЕ СНИМАТЬ КРЫШКУ ЗАЛИВНОЙ ГОРЛОВИНЫ РАСШИРИТЕЛЬНОГО БАКА ПРИ ГОРЯЧЕМ ДВИГАТЕЛЕ. БАК НАХОДИТСЯ ПОД ДАВЛЕНИЕМ ГОРЯЧЕЙ ОХЛАЖДАЮЩЕЙ ЖИДКОСТИ. ВЫБРОС ГОРЯЧЕЙ ОХЛАЖДАЮЩЕЙ ЖИДКОСТИ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ТРАВМАМ.		
(2)	Снять герметичную крышку бака охлаждающей жидкости: <ul style="list-style-type: none"> – Слегка повернуть крышку против часовой стрелки для стравливания давления. – После полного стравливания давления повернуть крышку против часовой стрелки до упора. 	
(3)	Слить охлаждающую жидкость: <ul style="list-style-type: none"> – Убрать сливную пробку с нижней левой стороны радиатора охлаждающей жидкости. – Установить сливную пробку на радиатор охлаждающей жидкости. 	Для сбора охлаждающей жидкости использовать подходящую емкость. Использовать новую медную прокладку.
(4)	Осмотреть слитую охлаждающую жидкость на предмет ее загрязнения маслом.	Наличие следов масла в охлаждающей жидкости не допускается.
ВНИМАНИЕ: ИСПОЛЬЗОВАТЬ ТОЛЬКО ОХЛАЖДАЮЩУЮ ЖИДКОСТЬ РЕКОМЕНДОВАННЫХ МАРОК. ИНФОРМАЦИЮ О ТРЕБОВАНИЯХ К ОХЛАЖДАЮЩЕЙ ЖИДКОСТИ СМ. В РАЗДЕЛЕ 2 РУКОВОДСТВА ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ. ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ОХЛАЖДАЮЩЕЙ ЖИДКОСТИ ДРУГИХ МАРОК МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ВЫХОДУ ДВИГАТЕЛЯ ИЗ СТРОЯ.		
(5)	Дозаправить систему охлаждения: <ul style="list-style-type: none"> – Открыть винт продувки на трубопроводе радиатора охлаждающей жидкости. – Залить охлаждающую жидкость в бак охлаждающей жидкости. – При пропадании пузырьков воздуха в охлаждающей жидкости, вытекающей из точек продувки, закрыть винты продувки. – Установить крышку на бак охлаждающей жидкости. 	Дождаться заполнения системы охлаждающей жидкостью.

	Операции	Примечания/Ссылки
	Выполнить наземное опробование двигателя: <ul style="list-style-type: none"> – Дождаться прогрева охлаждающей жидкости до момента открытия основного контура охлаждения терморегулирующим клапаном (приблизительно 90°C). – После останова проверить систему на наличие утечек. 	Для обеспечения циркуляции и удаления воздуха. Обнаруженные утечки устранить.
(6)	Дождаться охлаждения двигателя.	
ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: НЕ СНИМАТЬ КРЫШКУ ЗАЛИВНОЙ ГОРЛОВИНЫ РАСШИРИТЕЛЬНОГО БАКА ПРИ ГОРЯЧЕМ ДВИГАТЕЛЕ. БАК НАХОДИТСЯ ПОД ДАВЛЕНИЕМ ГОРЯЧЕЙ ОХЛАЖДАЮЩЕЙ ЖИДКОСТИ. ВЫБРОС ГОРЯЧЕЙ ОХЛАЖДАЮЩЕЙ ЖИДКОСТИ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ТРАВМАМ.		
(7)	Снять герметичную крышку бака охлаждающей жидкости: <ul style="list-style-type: none"> – Слегка повернуть крышку против часовой стрелки для стравливания давления. – После полного стравливания давления повернуть крышку против часовой стрелки до упора. 	
(8)	Проверить уровень охлаждающей жидкости. Повторять операции 5 - 8 до тех пор, пока объем охлаждающей жидкости не останется неизменным на необходимом уровне.	
(9)	Установить крышку на бак охлаждающей жидкости.	
(10)	Установить капоты двигателя.	См. подраздел 71-10.

8. Тормозная система

Баки тормозной жидкости расположены на главных тормозных цилиндрах на стороне второго пилота. Доступ к ним производится из-под главной приборной панели в кабине.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: НЕ ДОПУСКАТЬ ПОПАДАНИЯ ТОРМОЗНОЙ ЖИДКОСТИ НА КОЖУ И В РОТ. ТОРМОЗНАЯ ЖИДКОСТЬ ТОКСИЧНА И МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К РАЗВИТИЮ ЗАБОЛЕВАНИЙ.

ВНИМАНИЕ: РАЗЛИВЫ ТОРМОЗНОЙ ЖИДКОСТИ ЛИКВИДИРОВАТЬ НЕМЕДЛЕННО. ТОРМОЗНАЯ ЖИДКОСТЬ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ПОВРЕЖДЕНИЮ ЛАКОКРАСОЧНЫХ ПОКРЫТИЙ И ДРУГИХ МАТЕРИАЛОВ.

А. Заправка баков тормозной системы

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Очистить верх бака тормозной жидкости и крышку заливной горловины.	
(2)	Снять крышку заливной горловины.	
(3)	Заполнить бак до необходимого уровня.	Использовать только гидравлическую жидкость MIL-H-5606A. На 12 - 25 мм (0,5 - 1 дюйм) ниже верха заливного отверстия.
(4)	Установить на место крышку заливной горловины.	

9. Пневматики

На самолете DA 40 NG установлены следующие пневматики:

Колеса основных опор шасси: 15.00 x 6.0 - 6; 6PR камерные, 160 миль/ч, стандарт TSO C62; давление: 3,3 бар (48 фунт/кв. дюйм).

Колесо носовой опоры шасси: 5.00 - 5, 6PR, камерный, 120 миль/ч; стандарт TSO C62, давление 3,1 бар (45 фунт/кв. дюйм).

А. Осмотр пневматиков и измерение давления

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Осмотреть пневматики. Проверить: <ul style="list-style-type: none">– На наличие порезов и признаков повреждения в результате трения.– Совпадение меток проскальзывания.	При необходимости перемещать самолет для осмотра каждой части каждого пневматика. Если метки проскальзывания не совпадают, снять колесо для технического обслуживания в ремонтной мастерской.
(2)	Измерить давление в пневматиках. При необходимости подкачать пневматики до требуемого давления.	Пневматики колес основных опор шасси: 3,3 бар (48 фунт/кв. дюйм). Колесо носовой опоры шасси: 3,1 бар (45 фунт/кв. дюйм).

Подраздел 12-20
Плановое обслуживание

1. Общие сведения

В данном подразделе приводятся указания по смазке, информация о расположении деталей и узлов, перечень разрешенных к применению марок смазочных материалов, а также перечень деталей и узлов, смазывать которые ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

Подшипники большинства систем и узлов не требуют обслуживания. К ним относятся герметичные шарикоподшипники и тефлоновые втулки. Смазывать такие подшипники ЗАПРЕЩАЕТСЯ. Перечень подшипников, смазывать которые ЗАПРЕЩАЕТСЯ, приведен в таблице 1.

Таблица 1. Детали, смазывать которые ЗАПРЕЩАЕТСЯ	
Направляющие педали управления рулем направления.	НЕ СМАЗЫВАТЬ.
Торцевые подшипники тяг закрылков.	НЕ СМАЗЫВАТЬ.
Торцевые подшипники тяг элеронов.	НЕ СМАЗЫВАТЬ.
Торцевые подшипники тяги руля высоты.	НЕ СМАЗЫВАТЬ.
Эластомерная пружина (см. примечание 7).	НЕ СМАЗЫВАТЬ.

2. Регламент смазки

Регламент смазки приведен в таблице 2. Перед смазкой каждой точки смазки необходимо очистить эту точку.

Расположение точек смазки, перечисленных в левой части таблицы, показано на рисунках 1 и 2. В средних столбцах указан тип смазочного материала. В правом столбце указана периодичность смазки.

Таблица 2. Регламент смазки								
Расположение		Тип смазочного материала						Периодичность
№	См. рисунки 1 и 2	1	2	3	4	5	6	(часы) См. примечания (1), (2)
(1)	Шарнир тормозной педали.		•					200
(2)	S-образные трубки тросов руля направления.			•				200
(3)	Удлинительная тяга исполнительного механизма закрылков.			•				200
(4)	Крюк блокировки замка пассажирской двери (красный).				•			100
(5)	Подшипник верхнего шарнира руля направления.	•						200
(6)	Подшипник колеса носовой опоры шасси (см. примечания 3, 5 и 6).	•						200
(7)	Главные болты крепления крыльев.	•						1000
(8)	Ушковый наконечник эластомерного пружинного пакета		•					200
(9)	Клеммы батарей.				•			1000
(10)	Болты В.	•						1000
(11)	Сферические подшипники болтов В.	•						1000
(12)	Болты А.	•						1000
(13)	Сферические подшипники болтов А.	•						1000
(14)	Ось шарнира тормозной педали внутренняя.					•		1000
(15)	Шарнирно-поворотный блок исполнительного механизма закрылков.	•						1000
(16)	Установочные штифты суппорта тормоза.						•	1000
(17)	Оси ручки управления.	•						1000
(18)	Подшипники колес основных опор шасси (см. примечания 3, 5 и 6).	•						200
(19)	Коуши руля направления	•						200

Примечания:

1. Смазывать с указанной периодичностью или при каждой разборке/сборке.
2. Смазывать чаще при эксплуатации в сложных климатических или рабочих условиях.
3. Смазывать с указанной периодичностью и в ходе годового осмотра.
4. Не допускать попадания смазки на резьбу. Это ведет к уменьшению силы трения стопорной гайки.
5. Изготовитель колес для смазки подшипников колес основных опор шасси использует консистентную смазку AeroShell 22. Для смазки подшипников колес можно также использовать консистентную смазку типа 1.
6. Для самолетов, зарегистрированных в США: смазку подшипников колес проводить при каждом годовом осмотре / проверке через 100 ч (см. Федеральные авиационные правила FAR 43, Приложение D).
7. Эластомерная пружина не требует обслуживания.

Таблица 3. Технические условия на смазочные материалы

Технические условия	Изделие	Изготовитель
ТИП 1		
MIL-G-3545 (устаревшие)	Консистентная смазка AeroShell Grease 5	Shell Oil Company
ТИП 2		
MIL-L-7870	Royco 363	Royal Lubricants Co. Inc.
	Brayco 363	Bray Oil Co.
Только для теплого климата	LPS 2	LPS
ТИП 3		
Смазка на нежировой основе	LPS 1	
ТИП 4		
VV-P-236 (петролатум)	Royco 1	Royal Lubricants Co. Inc.
	DC 4	Dow Corning
ТИП 5		
MIL-C-16173 (марка 2)	LPS 3	LPS
ТИП 6		
MIL-A-907	Loctite Antiseize 767	Loctite

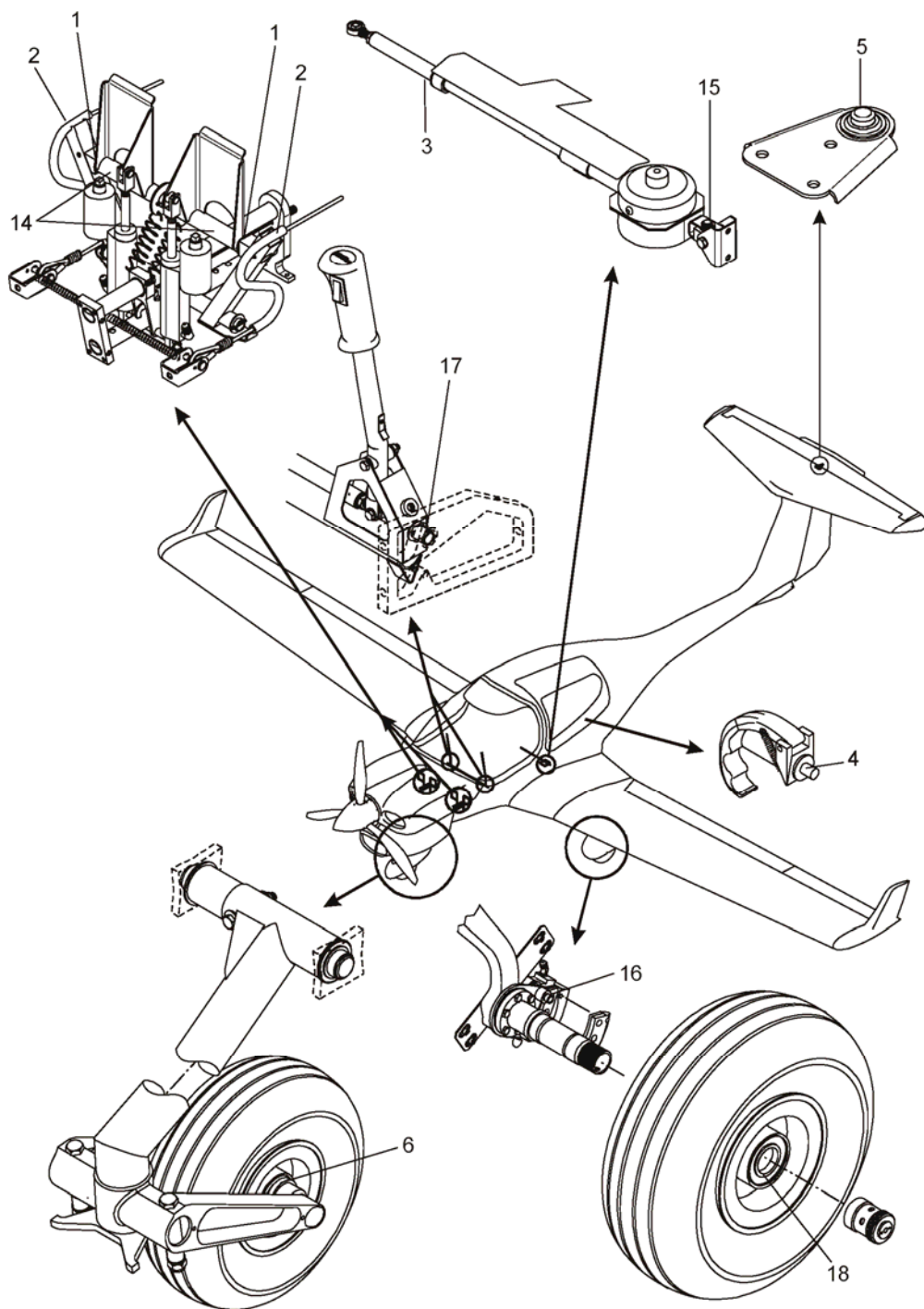


Рисунок 1. Точки смазки (лист 1)

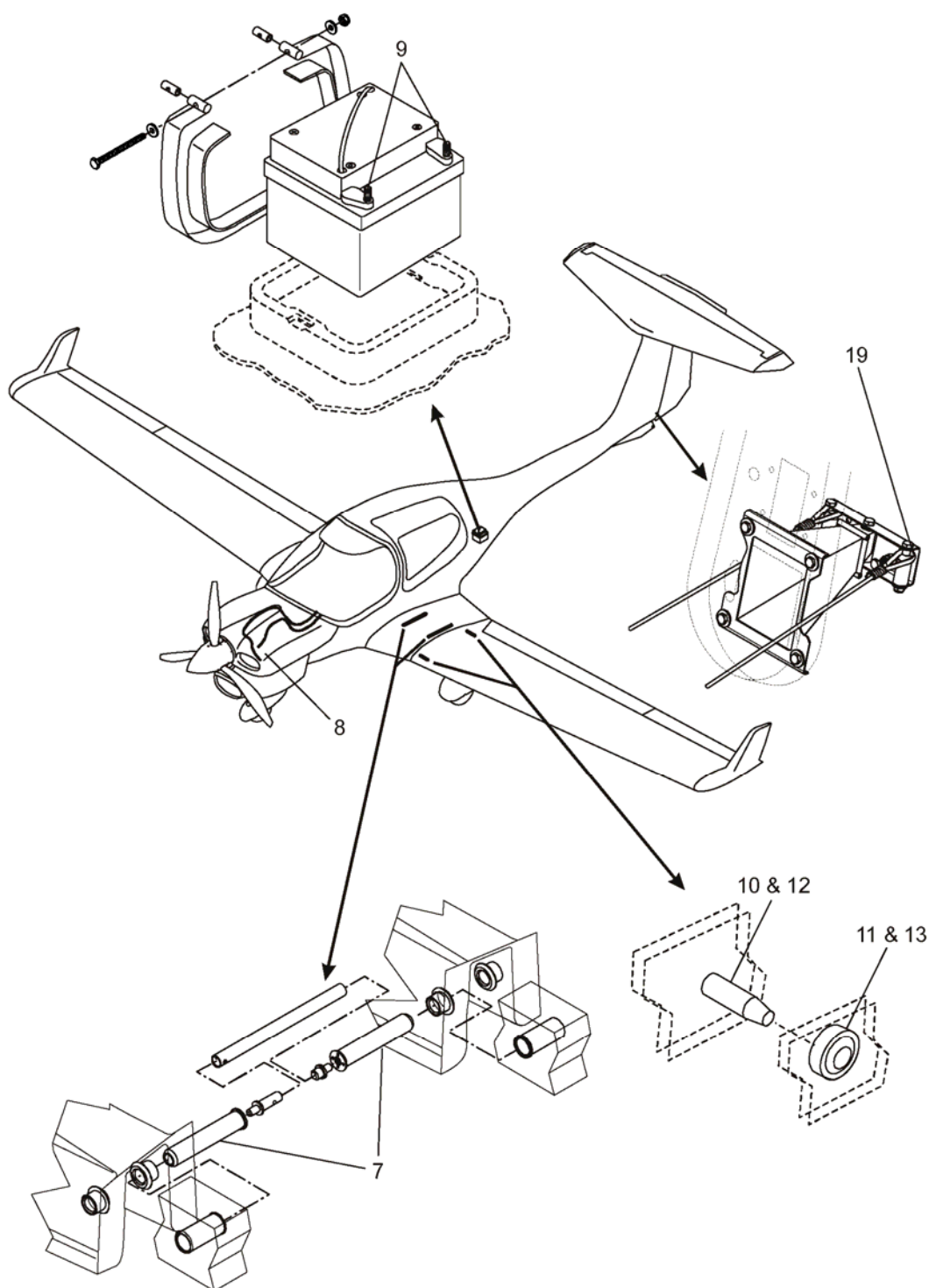


Рисунок 2. Точки смазки (лист 2)

Страница намеренно оставлена пустой

Подраздел 12-30
Внеплановое обслуживание

1. Общие сведения

В данном подразделе описывается порядок мойки и чистки самолета, в том числе чистки от снега и льда.

2. Мойка внешних поверхностей

Для сохранения хороших летных качеств и управляемости самолета DA 40 NG необходимо содержать в чистоте его внешние поверхности, особенно передние кромки крыльев.

Перед мойкой самолета необходимо защитить все подшипники рулевых поверхностей и другие смазываемые детали.

Мойку самолета производить большим количеством воды. При необходимости добавить в воду мягкое моющее средство. Грязь и следы насекомых удалять сразу после полета. Засохшая грязь и следы насекомых удаляются очень трудно.

ВНИМАНИЕ: НЕ ИСПОЛЬЗОВАТЬ ЧИСТЯЩИЕ И ПОЛИРУЮЩИЕ СРЕДСТВА, СОДЕРЖАЩИЕ КРЕМНИЙОРГАНИЧЕСКИЕ ВЕЩЕСТВА (СИЛИКОН), ПОСКОЛЬКУ ТАКИЕ ВЕЩЕСТВА ПРЕПЯТСТВУЮТ СЦЕПЛЕНИЮ МАТЕРИАЛОВ, ПРИМЕНЯЕМЫХ ПРИ РЕМОНТЕ САМОЛЕТА.

Приблизительно один раз в год покрывать внешние поверхности самолета автомобильным полирующим средством, не содержащим силикона.

3. Мойка фонаря

ВНИМАНИЕ: ЗАПРЕЩАЕТСЯ ТЕРЕТЬ ПОВЕРХНОСТЬ ФОНАРЯ В СУХОМ ВИДЕ. НЕ ПОЛЬЗОВАТЬСЯ ГРЯЗНЫМИ ТРЯПКАМИ И ГУБКАМИ: ДАЖЕ МЕЛЬЧАЙШИЕ ЧАСТИЦЫ ПЫЛИ МОГУТ ЛЕГКО ПОЦАРАПАТЬ АКРИЛОВЫЕ ЭЛЕМЕНТЫ ФОНАРЯ.

Мойку фонаря производить большим количеством воды с использованием чистой губки и качественной замши, которые запрещается использовать для любых других целей.

Помутневшие и поцарапанные поверхности отполировать специальным чистящим средством для акриловых поверхностей. Для удаления царапин пользоваться специальной полировочной шкуркой (например, Micro-Mesh).

4. Чистка внутренних поверхностей

Для чистки внутренних поверхностей следует пользоваться пожаробезопасным пылесосом.

Все пластмассовые поверхности протирать тканью, смоченной в воде без добавления моющих средств.

ВНИМАНИЕ: ЭКРАНЫ ОСНОВНОГО ПИЛОТАЖНОГО ИНДИКАТОРА И МНОГОФУНКЦИОНАЛЬНОГО ИНДИКАТОРА КОМПЛЕКСА GARMIN G1000 ЗАКРЫТЫ ЛИНЗАМИ СО СПЕЦИАЛЬНЫМ АНТИБЛИКОВЫМ ПОКРЫТИЕМ, КОТОРОЕ МОЖНО ОЧЕНЬ ЛЕГКО ПОВРЕДИТЬ КРЕМАМИ ДЛЯ КОЖИ НА МАСЛЯНОЙ ОСНОВЕ, ВОСКОМ И АБРАЗИВНЫМИ ЧИСТЯЩИМИ СРЕДСТВАМИ, А ТАКЖЕ ЧИСТЯЩИМИ СРЕДСТВАМИ С СОДЕРЖАНИЕМ АММИАКА. ДЛЯ ОЧИСТКИ ЛИНЗ ПОЛЬЗОВАТЬСЯ ЧИСТОЙ ТРЯПКОЙ ИЗ БЕЗВОРСОВОГО МАТЕРИАЛА, В ИНСТРУКЦИИ К КОТОРОЙ УКАЗАНО, ЧТО ОНА ПРИГОДНА ДЛЯ ОЧИСТКИ АНТИБЛИКОВЫХ ПОКРЫТИЙ.

5. Мойка двигателя

Для мойки двигателя пользоваться средством для холодной чистки (например, Berner Cold Cleaner (шифр 13618.0) или другим средством, см. Руководство по техническому обслуживанию двигателя АЕ (последняя редакция)).

ВНИМАНИЕ: ЗАПРЕЩАЕТСЯ МОЙКА ДВИГАТЕЛЯ В ГОРЯЧЕМ СОСТОЯНИИ.

ВНИМАНИЕ: ДЛЯ МОЙКИ ДВИГАТЕЛЯ НЕ ПОЛЬЗОВАТЬСЯ ЛЕГКОВОСПЛАМЕНЯЮЩИМИСЯ И КОРРОЗИОННО-АКТИВНЫМИ ЧИСТЯЩИМИ СРЕДСТВАМИ.

ВНИМАНИЕ: НЕ ДОПУСКАТЬ ПОПАДАНИЯ ЧИСТЯЩИХ СРЕДСТВ В ЭЛЕМЕНТЫ ЭЛЕКТРОСИСТЕМЫ И ВОЗДУХОЗАБОРНИКИ ДВИГАТЕЛЯ.

ВНИМАНИЕ: ЗАПРЕЩАЕТСЯ ЗАПУСКАТЬ ДВИГАТЕЛЬ ДО ПОЛНОГО ВЫСЫХАНИЯ ОСТАТКОВ ЧИСТЯЩЕГО СРЕДСТВА.

Обеспечить защиту всех элементов электросистем и впускных отверстий двигателя, закрыв их полиэтиленовыми пакетами или другим материалом. Выполнять указания изготовителя моющего средства. Дополнительную информацию см. в Руководстве по обслуживанию двигателя (документация изготовителя двигателя).

6. Чистка от снега и льда

Снег и лед необходимо удалять как можно быстрее, чтобы не допустить их таяния и замерзания талой воды, которая может привести к повреждению элементов конструкции самолета.

ВНИМАНИЕ: ДЛЯ УДАЛЕНИЯ СНЕГА И ЛЬДА НЕ ПОЛЬЗОВАТЬСЯ ПРЕДМЕТАМИ С ОСТРЫМИ КРОМКАМИ. ЭТО МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ПОВРЕЖДЕНИЮ ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИИ САМОЛЕТА.

ВНИМАНИЕ: НЕ ПОЛЬЗОВАТЬСЯ ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНОЙ ЖИДКОСТЬЮ. ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНОЙ ЖИДКОСТИ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ПОВРЕЖДЕНИЮ ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИИ САМОЛЕТА.

Для удаления снега с поверхностей пользоваться мягкими щетками. Для удаления льда можно поставить самолет в отапливаемый ангар.

Страница намеренно оставлена пустой

РАЗДЕЛ 20

СТАНДАРТНЫЕ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЕ ПРОЦЕССЫ. ПЛАНЕР

Страница намеренно оставлена пустой

СОДЕРЖАНИЕ

РАЗДЕЛ 20

СТАНДАРТНЫЕ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЕ ПРОЦЕССЫ. ПЛАНЕР

1.	Общие сведения	1
2.	Виды болтов и гаек, используемых в конструкции самолета	1
3.	Стандартные усилия затяжки	2
4.	Усилия затяжки отдельных соединений	3
5.	Измерений усилий затяжки	4

Страница намеренно оставлена пустой

РАЗДЕЛ 20

СТАНДАРТНЫЕ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЕ ПРОЦЕССЫ. ПЛАНЕР

1. Общие сведения


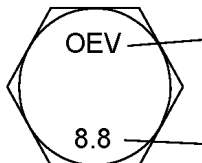
В данном разделе отсутствует информация о порядке технического обслуживания планера самолета DA 40 NG и его систем в целом; приводится только информация о стандартных резьбовых деталях соединений.

Необходимо всегда затягивать гайки и болты с усилием, указанным в приведенных ниже таблицах. Гайку или болт необходимо обязательно законтрить при помощи соответствующего стопорного устройства.

ВНИМАНИЕ: САМОКОНТРЯЩИЕСЯ ГАЙКИ ПОСЛЕ СНЯТИЯ УТИЛИЗИРОВАТЬ, ПОСКОЛЬКУ УСИЛИЕ ТРЕНИЯ ТАКОЙ ГАЙКИ СО ВРЕМЕНЕМ УМЕНЬШАЕТСЯ.

2. Виды болтов и гаек, использующихся в конструкции самолета

В конструкции самолета DA 40 NG используется три вида стандартных болтов: метрические DIN 931 и LN9037 и болты американского стандарта AN3 - AN20. Определить тип болта можно по маркировке на головке болта и по виду обработки поверхности.

<u>Тип болта</u>	<u>Маркировка на головке</u>	<u>Обработка поверхности</u>
Болт стандарта AN		Кадмирование
Болты из коррозионнстойкой стали помечены чертой на головке	Болты из некоррозионнстойкой стали помечены символом X на головке	
Болт стандарта DIN		Оцинковка
	Изготовитель	
	Класс по характеристикам	

В конструкции самолета DA 40 NG используются следующие виды стандартных гаек: DIN 934, DIN 985, AN364, AN365, MS21042, MS21044.

3. Стандартные усилия затяжки

В следующих таблицах показаны усилия затяжки болтов и гаек стандартов AN и DIN. Указанные усилия затяжек действительны для всех болтов, гаек и винтов соответствующих стандартов, если только для них далее не указаны особые усилия затяжки.

A. AN с мелкой резьбой

Типоразмер болта	Усилие затяжки (Нм)	Усилие затяжки (фунт-с-фут)
10 - 32	1,6	1,2
1/4 - 28	6,2	4,6
5/16 - 24	13,6	10
3/8 - 24	20,7	15,3
7/16 - 20	37,7	27,8
1/2 - 20	54,2	40
9/16 - 18	90,4	66,7
5/8 - 18	124,3	91,7

B. AN с крупной резьбой

Типоразмер болта	Усилие затяжки (Нм)	Усилие затяжки (фунт-с-фут)
10 - 24	1,6	1,2
1/4 - 20	5,7	4,2
5/16 - 18	10,2	7,5
3/8 - 16	20,9	15,4
7/16 - 14	28,9	21,3
1/2 - 13	54,2	40
9/16 - 12	79	58,3
5/8 - 11	101,6	75

С. Стандарты DIN и LN

Метрическая резьба	Усилие затяжки (Нм)	Усилие затяжки (фунт-с-фут)
M4	1,8	1,3
M5	3,6	2,7
M6	6,4	4,7
M8	16	11,8
M10	32	23,6
M12	60	44,3

4. Усилия затяжки отдельных соединений

Деталь		Усилие затяжки (Нм)	Усилие затяжки (фунт-с-фут)
Болты крепления моторной рамы к противопожарной перегородке.	углы	40	29,5
	центр	60	44,3
Болты крепления монтажных кронштейнов двигателя к амортизаторам (передним).		85 ± 8	62,7 ± 5,9
Регулирующая гайка вилки колеса носовой опоры.		См. процедуру в подразделе 32-40.	
Внешние болты крепления основной опоры шасси.	в разгруженном состоянии	20	14,8
	при статической нагрузке	18	13,3
Внутренний болт крепления основной опоры шасси.	высота пружинных шайб	4 мм (+0,5 мм / -0 мм)	0,16 дюйма (+0,02 дюйма / -0 дюйма)
Колесо основной опоры шасси.		См. процедуру в подразделе 32-10.	
Колесо носовой опоры шасси.		См. процедуру в подразделе 32-40.	
Болты крепления стабилизатора.		45	33,2

5. Измерений усилий затяжки

Для самоконтрящихся гаек к указанному в таблице значению добавить усилие на стопорном устройстве (усилие трения или тормозной момент). Перед затяжкой гайки проверить усилие, установленное на тарированном ключе.

При затяжке болта с головки к указанному в таблице значению добавить усилие трения оси болта (о соединяемую деталь). Перед затяжкой болта проверить усилие, установленное на тарированном ключе.

РАЗДЕЛ 21

СИСТЕМА КОНДИЦИОНИРОВАНИЯ ВОЗДУХА, ОТОПЛЕНИЯ И ВЕНТИЛЯЦИИ

Страница намеренно оставлена пустой

СОДЕРЖАНИЕ

РАЗДЕЛ 21

ОТОПЛЕНИЕ И ВЕНТИЛЯЦИЯ

1. Общие сведения	1
2. Структура раздела	1

Поиск и устранение неисправностей

1. Общие сведения	101
-------------------------	-----

Порядок технического обслуживания

1. Общие сведения	201
2. Демонтаж/установка крана обогрева	201
3. Проверка/регулировка крана обогрева	204
4. Демонтаж/установка распределительного крана	205
5. Проверка/регулировка распределительного крана	208

Страница намеренно оставлена пустой

РАЗДЕЛ 21

ОТОПЛЕНИЕ И ВЕНТИЛЯЦИЯ

1. Общие сведения

В данном разделе приводится описание системы отопления и вентиляции самолета DA 40 NG, а также информация об эксплуатации, поиске и устранении неисправностей системы отопления и вентиляции. Дополнительную информацию о техническом обслуживании теплообменника охлаждающей жидкости см. в подразделе 75-00.

2. Структура раздела

Самолет DA 40 NG оснащен двумя независимыми друг от друга системами: системой отопления и системой охлаждения и вентиляции кабины. Система отопления показана на рисунке 1, система охлаждения и вентиляции — на рисунке 2.

A. Отопление кабины

Теплый воздух для отопления отбирается с теплообменника, установленного на моторной раме. В матрицу теплообменника поступает горячая охлаждающая жидкость из системы жидкостного охлаждения двигателя, а также окружающий воздух от воздухозаборника гондолы двигателя. Воздух нагревается и из теплообменника через регулирующий кран поступает в кабину самолета, где используется для отопления кабины и оттаивания лобового стекла. Для управления потоком нагретого воздуха используются рычаги на центральной панели в кабине, которые соединяются с регулирующим краном при помощи троса в бовуденовской оболочке.

Заслонка крана обогрева устанавливается в положение выпуска нагретого воздуха в атмосферу или в положение подачи нагретого воздуха на распределительный кран, установленный на задней поверхности противопожарной перегородки. Для управления заслонкой в кабине предусмотрен рычаг с маркировкой CABIN HEAT ON, OFF (обогрев кабины вкл., выкл.).

Распределительный кран также оснащен заслонкой, которая направляет нагретый воздух в зоны ног пилотов и пассажиров, а также в переднюю часть фонаря самолета. Для управления заслонкой в кабине предусмотрен рычаг, с маркировкой DEFROST — FLOOR (оттаивание — пол).

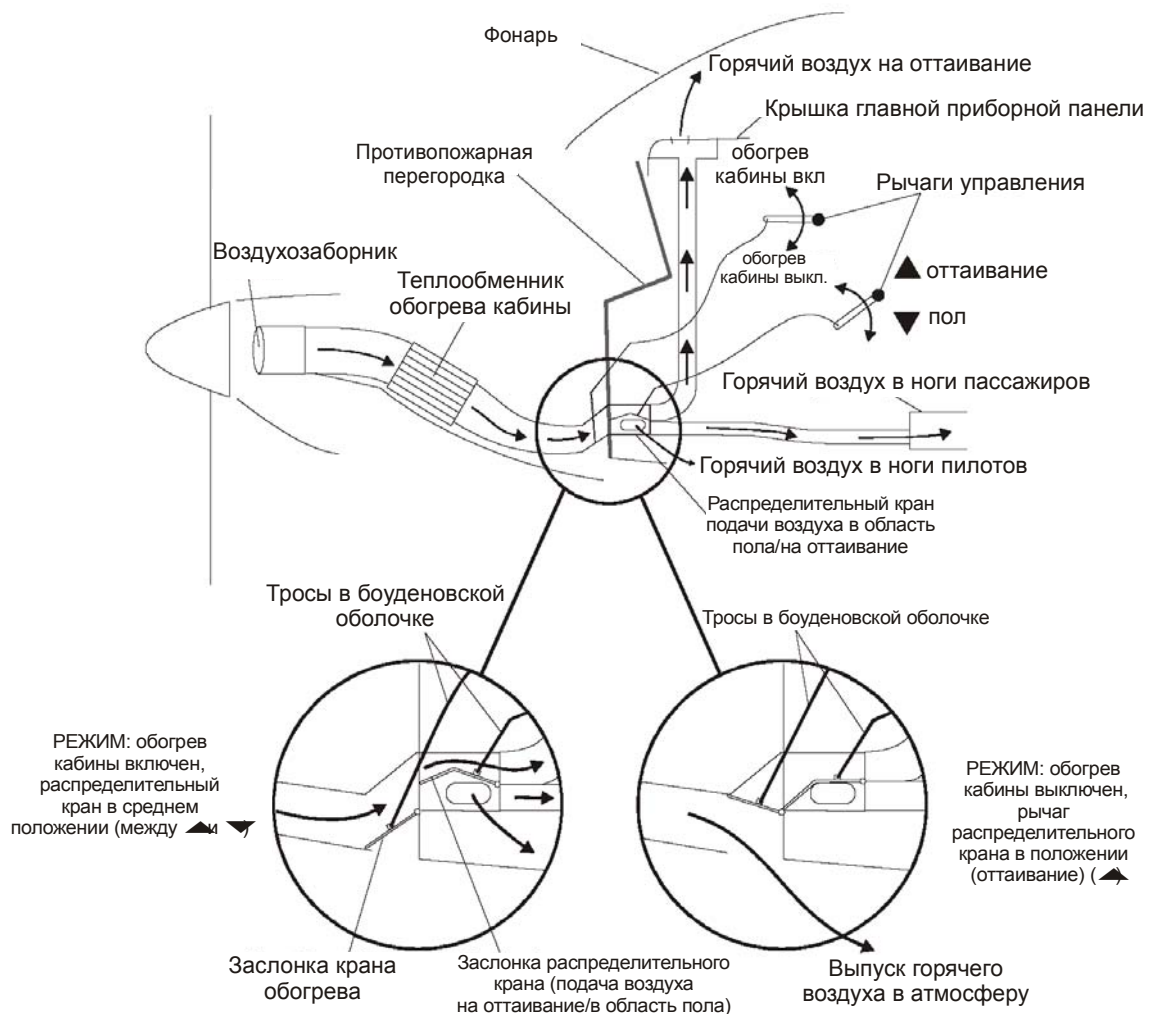


Рисунок 1. Принципиальная схема обогрева кабины

При установке крана обогрева в положение OFF (выкл.) горячий воздух выпускается в атмосферу через нижнюю часть капота двигателя. При установке крана в положение ON (вкл.) горячий воздух поступает через противопожарную перегородку на воздухораспределительный кран. Кроме положений OFF (выкл.) и ON (вкл.), кран может быть установлен в любое промежуточное положение. При установке крана в среднее положение на распределительный кран поступает только часть потока горячего воздуха.

При установке распределительного крана в положение FLOOR (пол) воздух поступает в ниши для ног пилотов и пассажиров. При установке крана в положение DEFROST (оттаивание) воздух подается в переднюю часть фонаря самолета, что позволяет предотвратить запотевание и замерзание остекления фонаря. Кроме положений FLOOR (пол) и DEFROST (оттаивание), кран может быть установлен в любое промежуточное положение. При установке крана в среднее положение часть потока горячего воздуха поступает в ниши для ног, и часть на остекление фонаря.

В. Охлаждение и вентиляция

Схема системы охлаждения и вентиляции показана на рисунке 2.

(1) Вентиляция мест пилотов

Воздух поступает в систему через два воздухозаборника типа NACA, расположенные в носовой части фюзеляжа с левой и с правой стороны. Воздухозаборники соединяются шлангами с двумя регулируемые соплами на главной приборной панели.

(2) Вентиляция мест пассажиров

Воздух поступает в систему через воздухозаборник типа NACA, расположенный под передней кромкой корневой части левого крыла. Передний главный лонжерон и внутренняя и внешняя бортовые нервюры образуют воздушный коллектор, из которого воздух может выйти только через отверстие в бортовой нервюре.

К отверстию в передней части нервюры присоединен шланг, который проходит поперек фюзеляжа до передней части бортовой нервюры правого крыла.

В верхней части внутренней бортовой нервюры с каждой стороны имеется отверстие, которое соединяется с боковыми воздуховодами фюзеляжа. Боковые воздуховоды соединяются с дугой безопасности.

Прохладный воздух из отверстий в передней части бортовых нервюр с каждой стороны поступает вверх по боковым воздуховодам фюзеляжа и далее через четыре регулируемых сопла в дуге безопасности на места пассажиров.

С. Выпуск воздуха

Потоки горячего и холодного воздуха выходят из кабины через щелевые отверстия в шпангоуте крепления багажного отсека, проходят через хвостовую часть фюзеляжа и выходят из самолета через зазор между фюзеляжем и рулем направления.

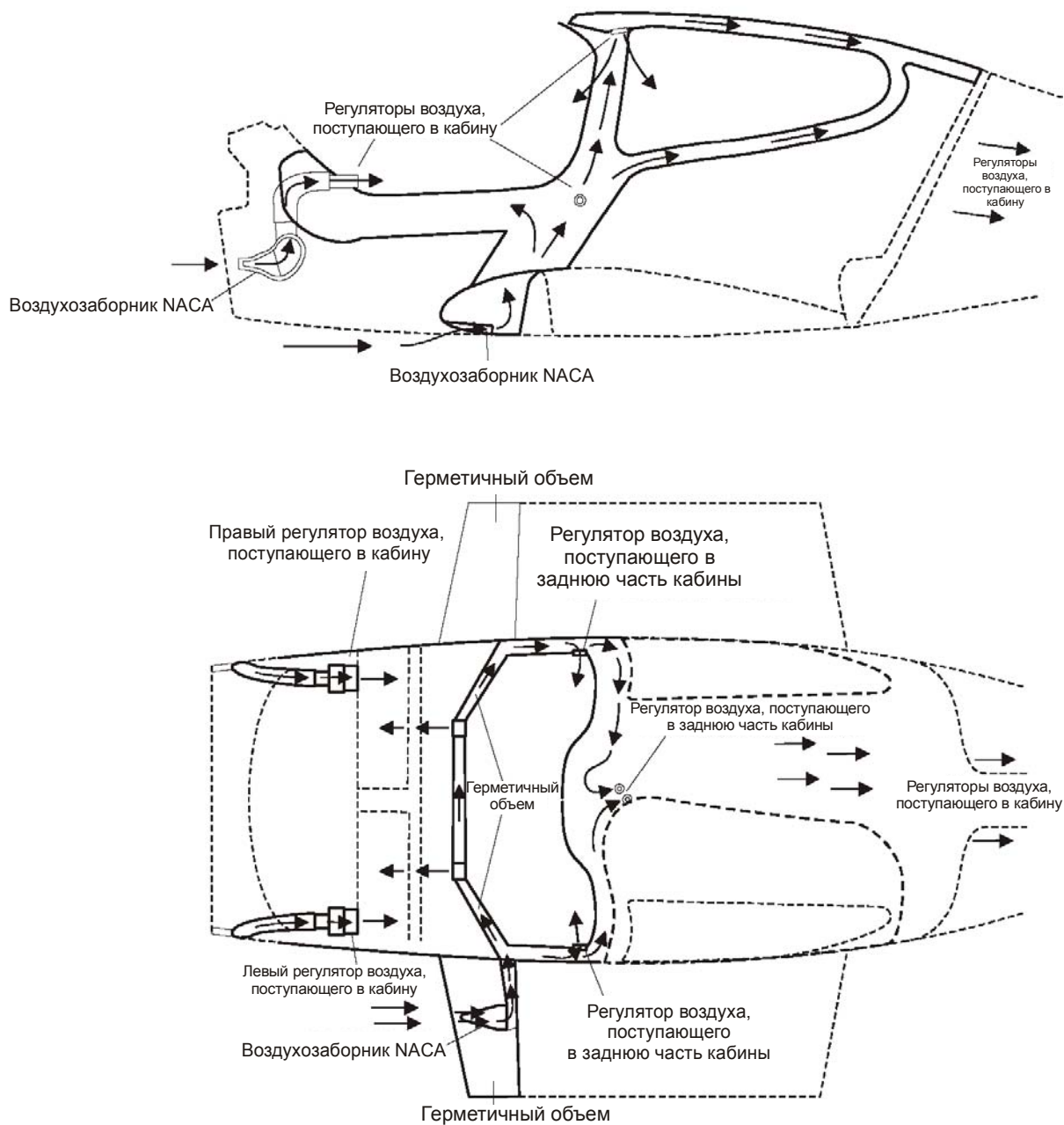


Рисунок 2. Принципиальная схема системы вентиляции кабины

Поиск и устранение неисправностей

1. Общие сведения

В следующей таблице перечисляются возможные неисправности системы кондиционирования воздуха. При обнаружении неисправности, указанной в столбце «Неисправность», определить ее причину в столбце «Возможная причина» и выполнить действия по устранению неисправности, описанные в столбце «Способ устранения».

Неисправность	Возможная причина	Способ устранения
Отсутствует подача горячего воздуха в систему при любом положении крана.	Разрегулирован трос управления краном обогрева. Обрыв троса управления краном обогрева. Неисправен теплообменник. Неисправна система охлаждения двигателя.	Отрегулировать трос управления краном обогрева. Заменить трос управления краном обогрева. Устранить неисправность в соответствии с подразделом 75-00. Устранить неисправность в соответствии с подразделом 75-00.
В выключенном положении в кабину подается теплый воздух.	Разрегулирован трос управления краном обогрева. Обрыв троса управления краном обогрева.	Отрегулировать трос управления краном обогрева. Заменить трос управления краном обогрева.
Отсутствует подача горячего воздуха на остекление фонаря.	Разрегулирован трос управления распределительным краном. Обрыв троса управления распределительным краном. Отсоединен шланг оттаивания остекления фонаря.	Отрегулировать трос управления распределительным краном. Заменить трос управления распределительным краном. Присоединить шланг.
Отсутствует подача горячего воздуха в ниши для ног.	Разрегулирован трос управления распределительным краном. Обрыв троса управления распределительным краном. Отсоединен шланг подачи воздуха в ниши для ног.	Отрегулировать трос управления распределительным краном. Заменить трос управления распределительным краном. Присоединить шланг.
Отсутствует подача прохладного воздуха через сопло 1. Другие сопла работают нормально.	Неисправно сопло. Засорен воздуховод.	Заменить сопло подачи прохладного воздуха. Устранить засорение.

Страница намеренно оставлена пустой

Порядок технического обслуживания

1. Общие сведения

В данном подразделе описывается порядок технического обслуживания системы отопления кабины и порядок замены сопел системы охлаждения. Информацию о техническом обслуживании теплообменника см. в подразделе 75-00.

2. Демонтаж/установка крана обогрева

См. рисунок 3.

А. Демонтаж крана обогрева

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Снять капоты двигателя.	См. подраздел 71-10.
ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: ПРИ ПРОВЕДЕНИИ РАБОТ СРАЗУ ПОСЛЕ ВЫКЛЮЧЕНИЯ ДВИГАТЕЛЯ ПРИКАСАТЬСЯ К КРАНУ ОБОГРЕВА СЛЕДУЕТ С ОСТОРОЖНОСТЬЮ. КРАН СИЛЬНО НАГРЕВАЕТСЯ ВО ВРЕМЯ РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЯ.		
(2)	Ослабить червячный хомут крепления гибкого шланга к крану обогрева и отсоединить шланг от крана.	
(3)	Установить рычаг управления обогревом кабины в положение ON (вкл.).	Доступ с передней стороны крана.
(4)	Ослабить винт крепления троса управления к поворотной втулке крана обогрева.	
(5)	Отвинтить и снять 4 гайки крепления крана обогрева к противопожарной перегородке вместе с шайбами.	
(6)	Снять кран обогрева с противопожарной перегородки.	

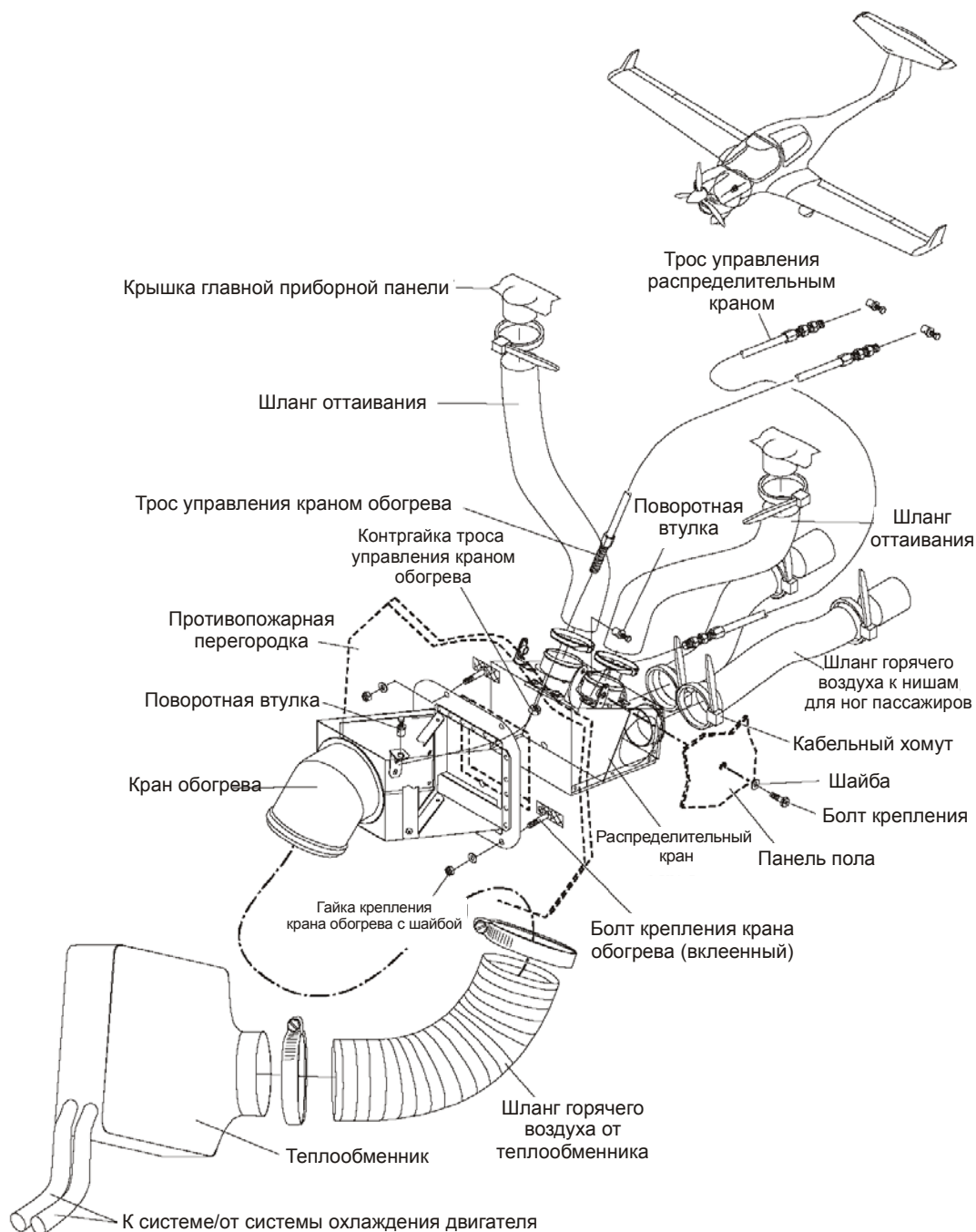


Рисунок 3. Установка крана обогрева и распределительного крана

В. Установка крана обогрева

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Осмотреть медное уплотнение между распределительным краном и противопожарной перегородкой.	Неисправное уплотнение заменить. Использовать самоклеящуюся медную ленту.
(2)	Установить кран обогрева на место на противопожарной перегородке.	Нанести огнестойкий герметик. Использовать герметик PR 812 или аналогичный.
(3)	Установить 4 шайбы и гайки крепления крана обогрева к противопожарной перегородке.	
(4)	Установить рычаг управления обогревом кабины в положение ON (вкл.). Установить заслонку крана обогрева в положение на 3 мм (1/8 дюйма) меньше полностью открытого положения.	
(5)	<p>Присоединить трос управления:</p> <ul style="list-style-type: none"> – Пропустить трос управления через отверстие в поворотной втулке. – Убедиться, что заслонка установлена в положение на 3 мм (1/8 дюйма) меньше полностью открытого положения. – Затянуть винт поворотной втулки. 	
(6)	Проверить работу крана обогрева.	См. п. 3.
(7)	Присоединить гибкий шланг к крану обогрева. Затянуть червячный хомут.	
(8)	Установить капоты двигателя.	См. подраздел 71-10.

3. Проверка/регулировка крана обогрева

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: УБЕДИТЬСЯ, ЧТО ПРИ УСТАНОВКЕ РЫЧАГА УПРАВЛЕНИЯ ОБОГРЕВОМ КАБИНЫ В ПОЛОЖЕНИЕ OFF (ВЫКЛ.) ЗАСЛОНКА КРАНА ОБОГРЕВА ПОЛНОСТЬЮ ПЕРЕКРЫВАЕТ ОТВЕРСТИЕ В ПРОТИВОПОЖАРНОЙ ПЕРЕГОРОДКЕ. ЭТО ПОЗВОЛИТ ПРЕДОТВРАТИТЬ ПРОНИКНОВЕНИЕ В КАБИНУ ОГНЯ И ВЫХЛОПНЫХ ГАЗОВ В АВАРИЙНОЙ СИТУАЦИИ.

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Снять капоты двигателя.	См. подраздел 71-10.
ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: ПРИ ПРОВЕДЕНИИ РАБОТ СРАЗУ ПОСЛЕ ВЫКЛЮЧЕНИЯ ДВИГАТЕЛЯ ПРИКАСАТЬСЯ К КРАНУ ОБОГРЕВА СЛЕДУЕТ С ОСТОРОЖНОСТЬЮ. КРАН СИЛЬНО НАГРЕВАЕТСЯ ВО ВРЕМЯ РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЯ.		
(2)	Ослабить червячный хомут крепления гибкого воздушного шланга к крану обогрева и отсоединить шланг от крана обогрева.	См. рисунок 3.
(3)	Установить рычаг управления обогревом кабины (в кабине) в положение ON (вкл.).	Заслонка должна остановиться за 3 мм до ограничителя на правой стенке.
(4)	Установить рычаг управления обогревом кабины (в кабине) в положение OFF (выкл.).	Заслонка должна плотно прижаться к упору закрытого положения.
(5)	Убедиться, что заслонка полностью перекрывает отверстие подачи воздуха на распределительный кран.	Доступ с передней стороны крана.
(6)	При необходимости отрегулировать трос управления при помощи поворотной втулки, чтобы обеспечить надежное закрытие крана в положении OFF (выкл.).	Доступ с передней стороны крана.
(7)	Присоединить гибкий шланг к крану обогрева и затянуть червячные хомуты.	
(8)	Установить капоты двигателя.	См. подраздел 71-10.

4. Демонтаж/установка распределительного крана

См. рисунок 3.

А. Демонтаж распределительного крана

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Снять капоты двигателя.	См. подраздел 71-10.
(2)	Отсоединить батарею.	См. подраздел 24-31.
(3)	Снять крышку главной приборной панели.	См. подраздел 25-10.
(4)	Снять кресла пилотов.	См. подраздел 25-10.
(5)	Отсоединить 2 шланга горячего воздуха от ниш для ног пассажиров.	Срезать кабельные хомуты.
(6)	Снять кран обогрева.	См. п. 2.
(7)	Отвинтить 2 винта крепления распределительного крана к боковым стенкам панели пола.	В кабине.
(8)	Снять медное уплотнение между распределительным краном и противопожарной перегородкой.	
(9)	Выдвинуть кран вперед через противопожарную перегородку.	Для доступа к задней стороне крана.
(10)	Отвинтить нижнюю контргайку троса управления краном обогрева.	В месте крепления внешней оболочки троса к распределительному крану.
(11)	Отсоединить трос управления краном обогрева от корпуса распределительного крана.	
(12)	Ослабить винт крепления троса управления к поворотной втулке распределительного крана.	
(13)	Отвинтить переднюю контргайку троса управления распределительным краном.	
(14)	Отсоединить трос управления от крана.	
(15)	Отсоединить 2 шланга оттаивания фонаря от крана.	
(16)	Отсоединить 2 шланга подачи горячего воздуха в ниши для ног пассажиров от крана.	
(17)	Снять кран с самолета.	

В. Установка распределительного крана

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Установить распределительный кран перед противопожарной перегородкой и удерживать его.	
(2)	Присоединить 2 шланга подачи горячего воздуха в ниши для ног пассажиров к нижним выпускным штуцерам.	Установить кабельные хомуты.
(3)	Присоединить 2 шланга оттаивания, идущие к крышке главной приборной панели, к верхним выпускным штуцерам.	Установить кабельные хомуты.
(4)	Присоединить внешнюю оболочку троса управления распределительным краном к кронштейну в верхней части распределительного крана с задней стороны: <ul style="list-style-type: none"> – Продеть трос через отверстие. – Установить контргайку. 	
(5)	Установить рычаг распределительного крана в положение DEFROST (оттаивание), затем сдвинуть его вниз приблизительно на 3 мм (1/8 дюйма).	
(6)	Присоединить трос управления распределительным краном. <ul style="list-style-type: none"> – Пропустить трос управления через отверстие в поворотной втулке. – Убедиться, что заслонка плотно прижата к нижней стенке крана. – Затянуть винт поворотной втулки. 	
(7)	Проверить правильность работы заслонки распределительного крана.	См. п. 5.
(8)	Присоединить внешнюю оболочку троса управления краном обогрева к кронштейну в верхней части распределительного крана с передней стороны: <ul style="list-style-type: none"> – Продеть трос через отверстие. – Установить контргайку. 	В месте крепления внешней оболочки троса к распределительному крану. Ввернуть резьбовую регулировочную муфту в отверстие.
(9)	Сдвинуть распределительный кран назад через отверстие в противопожарной перегородке.	Не допускать защемления и пережатия тросов управления и шлангов.
(10)	Установить кран на место в кабине за противопожарной перегородкой.	Передняя часть крана удерживается отверстием в противопожарной перегородке.

	Операции	Примечания/Ссылки
(11)	Установить 2 болта крепления с шайбами.	В отверстия в боковых стенках панели пола в кабине. Усилие затяжки: 6,4 Нм (4,7 фунт-с-фут).
(12)	Установить новое медное уплотнение между распределительным краном и противопожарной перегородкой.	Использовать самоклеящуюся медную ленту.
(13)	Установить кран обогрева.	См. п. 2.
(14)	Присоединить 2 гибких шланга горячего воздуха к нишам для ног пассажиров.	Установить кабельные хомуты.
(15)	Установить кресла пилотов.	См. подраздел 25-10.
(16)	Установить крышку главной приборной панели.	См. подраздел 25-10.
(17)	Подключить батарею.	См. подраздел 24-31.
(18)	Установить капоты двигателя.	См. подраздел 71-10.

5. Проверка/регулировка распределительного крана

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Установить рычаг распределительного крана в кабине в положение DEFROST (оттаивание).	Между задней стороной рычага и упором органа управления в кабине должен оставаться зазор шириной около 3 мм (1/8 дюйма).
ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: ПРИ ПРОВЕДЕНИИ РАБОТ СРАЗУ ПОСЛЕ ВЫКЛЮЧЕНИЯ ДВИГАТЕЛЯ ПРИКАСАТЬСЯ К РАСПРЕДЕЛИТЕЛЬНОМУ КРАНУ СЛЕДУЕТ С ОСТОРОЖНОСТЬЮ. КРАН СИЛЬНО НАГРЕВАЕТСЯ ВО ВРЕМЯ РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЯ.		
(2)	Убедиться, что заслонка плотно прижата к нижней стенке распределительного крана.	Через отверстие выпуска воздуха в ниши для ног пилотов в панели пола нажать на низ заслонки и дождаться ее возврата в исходное положение.
(3)	Установить рычаг распределительного крана в кабине в положение FLOOR (пол).	Между задней стороной рычага и упором органа управления в кабине должен оставаться зазор шириной около 3 мм (1/8 дюйма).
(4)	Убедиться, что заслонка плотно прижата к верхней стенке распределительного крана.	Через отверстие выпуска воздуха в ниши для ног пилотов в панели пола
(5)	Если кран отрегулирован неправильно, выполнить следующие операции.	
(6)	Снять верхнюю накладку секции управления двигателями.	См. подраздел 31-10.
(7)	Отрегулировать трос управления при помощи поворотной втулки до получения требуемой ширины зазора: <ul style="list-style-type: none"> – Установить рычаг распределительного крана в положение, близкое к положению DEFROST (оттаивание). – Ослабить винт поворотной втулки. – Немного сдвинуть заслонку. – Затянуть винт поворотной втулки. 	На тросе управления со стороны кабины. При отсутствии зазора в положении DEFROST (оттаивание) сдвинуть заслонку вниз. При чрезмерной ширине зазора в положении DEFROST (оттаивание) сдвинуть заслонку вверх.
(8)	Установить рычаг распределительного крана в кабине в положение DEFROST (оттаивание).	Между задней стороной рычага и упором органа управления в кабине должен оставаться зазор шириной около 3 мм (1/8 дюйма).

	Операции	Примечания/Ссылки
	Примечание: При невозможности добиться требуемой ширины зазора в обоих конечных положениях диапазона отклонения рычага необходимо отрегулировать ширину зазора в положении DEFROST (оттаивание).	
(9)	При необходимости повторить пп. 8 и 9 до получения требуемой ширины зазора.	Через отверстие выпуска воздуха в ниши для ног пилотов в панели пола нажать на низ заслонки и дождаться ее возврата в исходное положение.
(10)	Установить верхнюю накладку секции управления двигателями.	См. подраздел 31-10.

Страница намеренно оставлена пустой

РАЗДЕЛ 22

СИСТЕМА АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ ПОЛЕТОМ

Страница намеренно оставлена пустой

СОДЕРЖАНИЕ

РАЗДЕЛ 22

СИСТЕМА АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ ПОЛЕТОМ

1. Общие сведения	1
-------------------------	---

Подраздел 22-10

Автопилот

1. Общие сведения	1
2. Описание	1

Порядок технического обслуживания

1. Общие сведения	201
2. Демонтаж/установка сервомеханизма управления по крену	201
3. Демонтаж/установка муфты сервомеханизма управления по крену	202
4. Демонтаж/установка сервомеханизма управления по тангажу	204
5. Демонтаж/установка муфты сервомеханизма управления по тангажу	206
6. Демонтаж/установка сервомеханизма управления продольной балансировкой	209
7. Демонтаж/установка муфты сервомеханизма управления продольной балансировкой	210
8. Регулировка натяжения тросов сервомеханизмов управления по крену и тангажу	211
9. Регулировка усилий проскальзывания муфты сервомеханизма	2122
10. Механическая проверка системы автопилота	2133

Страница намеренно оставлена пустой

РАЗДЕЛ 22

СИСТЕМА АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ ПОЛЕТОМ

1. Общие сведения

В этом разделе приводится описание системы автоматического управления полетом (автопилота) самолета DA 40 NG и описание элементов установленной на самолете системы автопилота GFC 700. В разделе не приводится информация о техническом обслуживании оборудования в условиях ремонтного предприятия. Дополнительную информацию об оборудовании см. в руководствах изготовителей оборудования.

Дополнительную информацию см. в следующем подразделе:

- Подраздел 22-10. Автопилот.

Страница намеренно оставлена пустой

Подраздел 22-10

Автопилот

1. Общие сведения

В данном подразделе описывается система автопилота GFC 700, установленная на самолете DA 40 NG.

2. Описание

Система автопилота GFC 700 представляет собой цифровую систему, обеспечивающую управление самолетом по крену и тангажу, а также управление балансировкой для полета на заданной высоте. В состав системы входят следующие элементы (см. рисунок 1):

- Командный пилотажный прибор (входит в состав комплекса Garmin G1000).
- Сервомеханизм управления по крену GSA 81.
- Сервомеханизм управления по тангажу GSA 81.
- Сервомеханизм управления продольной балансировкой GSA 81.
- Управление системой автопилота GFC 700 осуществляется с многофункционального индикатора комплексной пилотажно-навигационной системы Garmin G1000.

Функции управления по крену автопилота GFC 700 включают выравнивание крыльев, выбор заданного курса, захват и отслеживание сигнала маяка VOR/курсового маяка (LOC). Автопилот GFC 700 подключается также к комплексной пилотажно-навигационной системе для получения от нее навигационной информации. Информация о пространственном положении поступает от курсовертикали.

Функции управления по оси тангажа включают выдерживание вертикальной скорости, изменение эшелона, выдерживание глиссады и высоты, а также занятие и выдерживание заданной высоты. Информация о тангаже поступает от курсовертикали и вычислителя воздушных параметров (GDC). Контроль состояния системы GFC 700 и автоматическое отключение автопилота или системы триммирования в случае неисправности обеспечиваются встроенными средствами контроля.

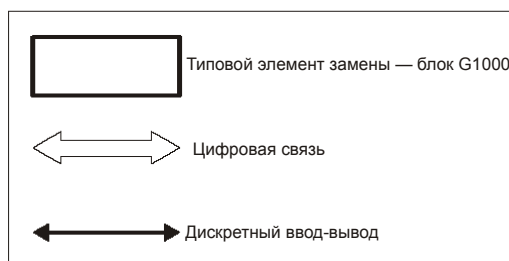
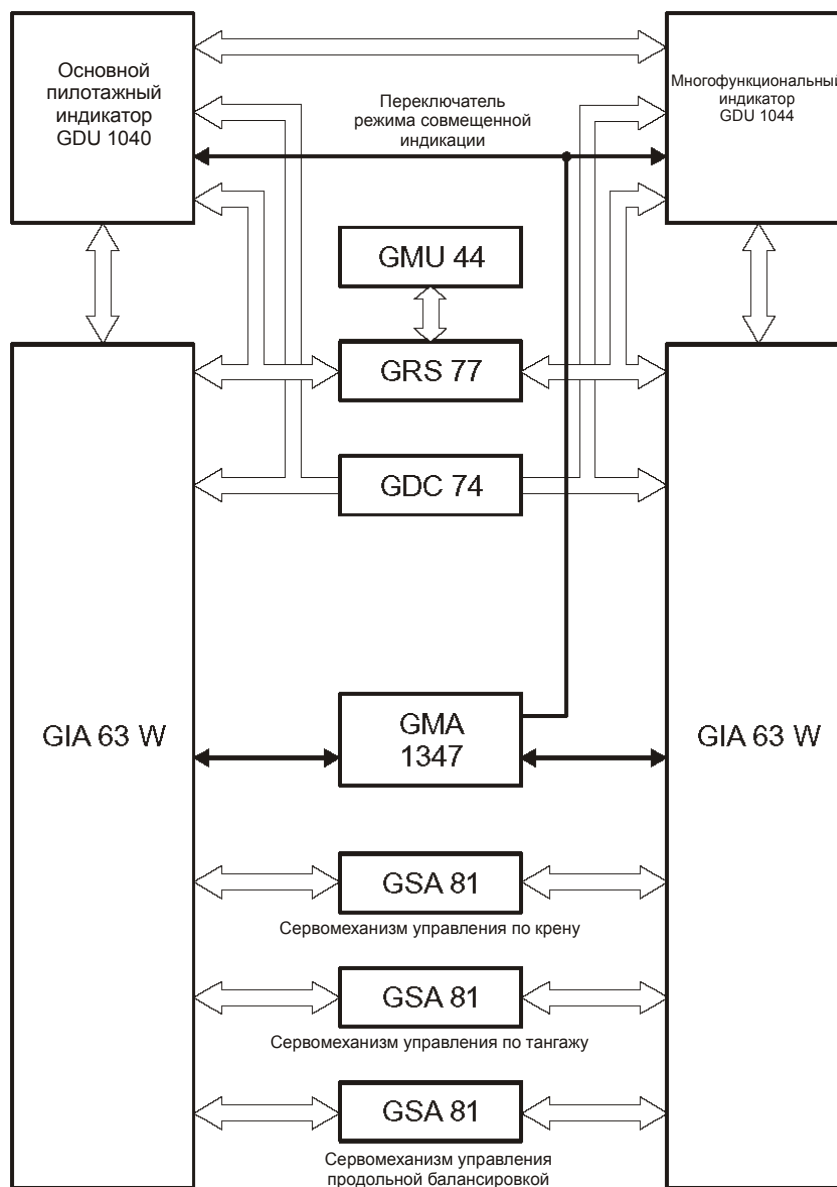


Рисунок 1. Схема автопилота GFC 700

A. Система управления полетом GFC 700

Подробную информацию о работе, индикации и функциях системы GFC 700 см. в документе «Комплекс Garmin G1000. Руководство пилота» для самолета Diamond DA 40 NG (последняя редакция).

B. Сервомеханизм управления по крену GSA 81

Сервомеханизм управления по крену установлен с правой стороны за задним главным шпангоутом на монтажной пластине из алюминиевого листа. Трос сервомеханизма при помощи двух алюминиевых хомутов соединяется с тягой-толкателем элерона.

C. Сервомеханизм управления по тангажу GSA 81

Сервомеханизм управления по тангажу установлен сзади от шпангоута крепления багажного отсека на монтажной пластине из алюминиевого листа. Трос сервомеханизма при помощи двух алюминиевых хомутов соединяется с тягой-толкателем руля высоты.

D. Сервомеханизм управления продольной балансировкой GSA 81

Сервомеханизм управления продольной балансировкой установлен под креслом второго пилота на монтажной пластине из алюминиевого листа и монтажном кронштейне из стеклопластика. Усилие от сервомеханизма передается на колесо управления триммером через зубчатое колесо на сервомеханизме, шарнирный вал и зубчатое колесо, расположенное рядом с колесом управления триммером с правой стороны.

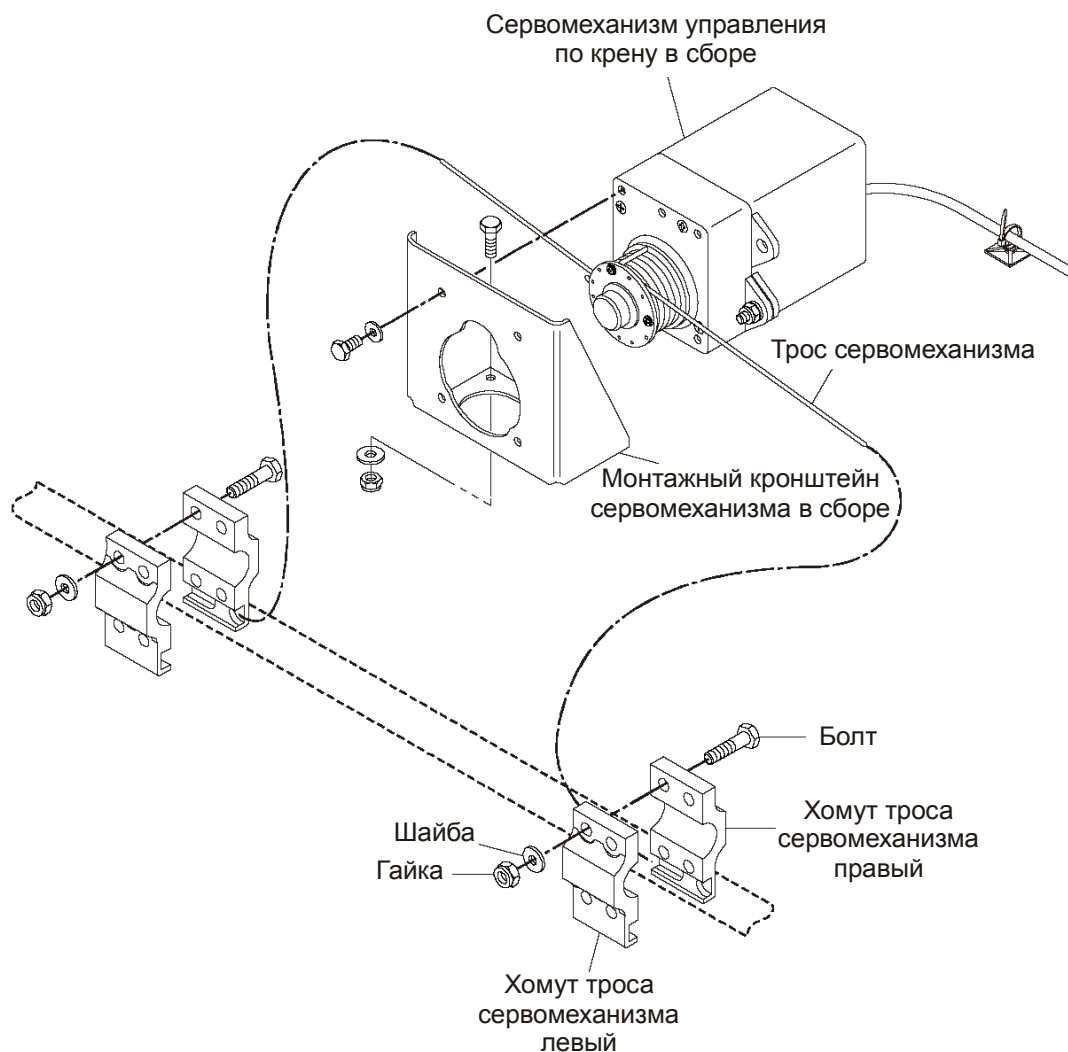


Рисунок 2. Установка сервомеханизма управления по крену

Порядок технического обслуживания

1. Общие сведения

В данном подразделе описывается порядок установки элементов системы автопилота, а также проверки и регулировки системы автопилота.

2. Демонтаж/установка сервомеханизма управления по крену

А. Демонтаж сервомеханизма управления по крену

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Снять пассажирские кресла.	См. подраздел 25-10.
(2)	Отсоединить разъем от сервомеханизма.	
(3)	Вывинтить 2 винта крепления сервомеханизма к муфте.	Удерживать сервомеханизм.
(4)	Снять сервомеханизм с самолета.	

В. Установка сервомеханизма управления по крену

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Установить сервомеханизм на место на муфту.	
(2)	Ввинтить 2 винта крепления сервомеханизма к монтажной пластине и муфте.	См. рисунок 2.
(3)	Присоединить разъем к сервомеханизму.	
(4)	Выполнить проверку системы автопилота: <ul style="list-style-type: none"> – Установить выключатель ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования) в положение ON (вкл.). – Установить выключатель AVIONIC MASTER (главный выключатель БРЭО) в положение ON (вкл.). – Проследить за ходом самодиагностики компьютера управления полетом. – Установить выключатель AVIONIC MASTER (главный выключатель БРЭО) в положение OFF (выкл.). – Установить выключатель ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования) в положение OFF (выкл.). 	При отсутствии сообщений об ошибках система исправна.
(5)	Установить пассажирские кресла.	См. подраздел 25-10.

3. Демонтаж/установка муфты сервомеханизма управления по крену**А. Оборудование**

Наименование	Количество	Шифр
Измеритель натяжения троса.	1	Серийная продукция.

В. Демонтаж муфты сервомеханизма управления по крену

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Снять сервомеханизм управления по крену.	См. п. 2.
(2)	Ослабить хомуты крепления троса сервомеханизма к тяге-толкателю элерона.	
(3)	Снять ограничитель троса.	
(4)	Вывинтить 4 винта крепления муфты к монтажной пластине.	Удерживать муфту.
(5)	Снять муфту с самолета.	

С. Установка муфты сервомеханизма управления по крену

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Снять кресло пилота или второго пилота.	См. подраздел 25-10. Для доступа к монтажному штифту.
(2)	Установить муфту на место на монтажной пластине.	
(3)	Ввинтить 4 винта крепления муфты к монтажной пластине.	
(4)	Центрировать систему управления элеронами при помощи монтажного штифта на одной ручке управления.	См. подраздел 27-10.
(5)	Центрировать барабан.	Углубление для шарикового наконечника, расположенного по центру троса сервомеханизма, должно находиться в крайнем верхнем положении.
(6)	Установить трос сервомеханизма на барабан.	Шариковый наконечник, расположенный по центру троса сервомеханизма, должен войти в углубление на барабане. Намотать трос сервомеханизма на барабан (1,5 оборота в каждую сторону).
(7)	Присоединить концы троса сервомеханизма к тяге-толкателю элерона при помощи хомутов.	Слегка затянуть хомуты, чтобы обеспечить возможность регулировки (см. следующую операцию).
(8)	Пользуясь небольшим пластмассовым молотком, перемещать хомуты вдоль тяги-толкателя для регулировки натяжения троса сервомеханизма.	Добиться усилия натяжения 156 ± 9 Н (35 ± 2 фунта). Измерить натяжение троса, пользуясь измерителем натяжения троса.
(9)	Затянуть хомуты.	
(10)	Установить ограничитель троса.	
(11)	Снять монтажный штифт с ручки управления.	
(12)	Установить снятое переднее кресло.	См. подраздел 25-10.
(13)	Установить сервомеханизм управления по крену.	См. п. 2.

4. Демонтаж/установка сервомеханизма управления по тангажу

А. Демонтаж сервомеханизма управления по тангажу

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Снять панель обивки/крышку с передней стороны багажного отсека и нижнюю съемную панель из багажного отсека.	
(2)	Отсоединить разъем от сервомеханизма.	
(3)	Вывинтить 2 винта крепления сервомеханизма к муфте.	Удерживать сервомеханизм.
(4)	Снять сервомеханизм с самолета.	

В. Установка сервомеханизма управления по тангажу

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Установить сервомеханизм на место на муфту.	
(2)	Ввинтить 2 винта крепления сервомеханизма к муфте.	
(3)	Присоединить разъем к сервомеханизму.	
(4)	Выполнить проверку системы автопилота: <ul style="list-style-type: none"> – Установить выключатель ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования) в положение ON (вкл.). – Установить выключатель AVIONIC MASTER (главный выключатель БРЭО) в положение ON (вкл.). – Проследить за ходом самодиагностики компьютера управления полетом. – Установить выключатель AVIONIC MASTER (главный выключатель БРЭО) в положение OFF (выкл.). – Установить выключатель ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования) в положение OFF (выкл.). 	При отсутствии сообщений об ошибках система исправна.
(5)	Установить нижнюю съемную панель багажного отсека и установить панель обивки/крышку на переднюю сторону багажного отсека.	

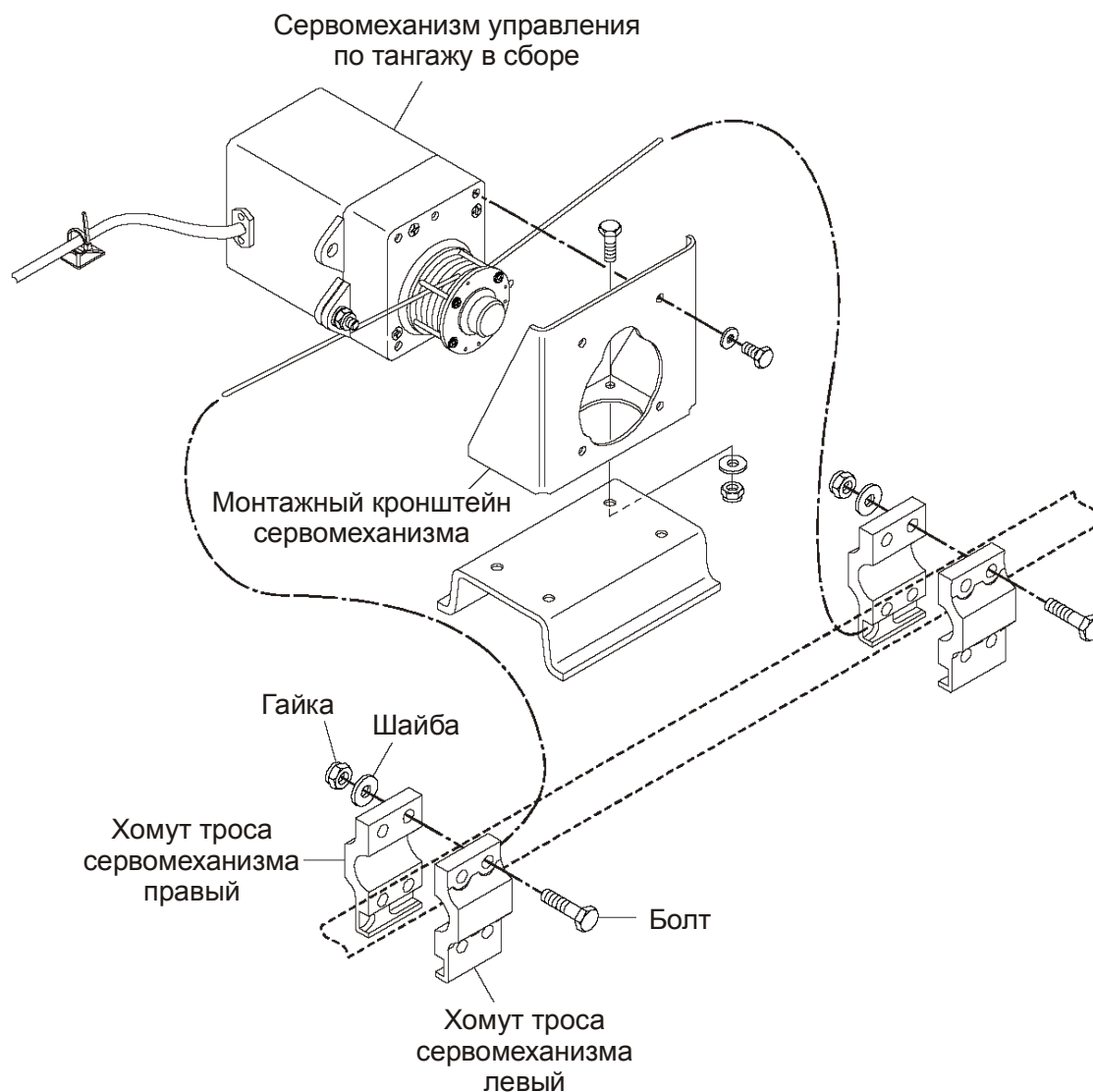


Рисунок 3. Установка сервомеханизма управления по тангажу

5. Демонтаж/установка муфты сервомеханизма управления по тангажу**А. Оборудование**

Наименование	Количество	Шифр
Измеритель натяжения троса.	1	Серийная продукция.

В. Демонтаж муфты сервомеханизма управления по крену

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Снять сервомеханизм управления по тангажу.	См. п. 4.
(2)	Ослабить хомуты крепления троса сервомеханизма к тяге-толкателю руля высоты.	
(3)	Снять ограничитель троса.	
(4)	Вывинтить 4 винта крепления муфты к монтажной пластине.	Удерживать муфту.
(5)	Снять муфту с самолета.	

С. Установка муфты сервомеханизма управления по тангажу

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Снять кресло пилота или второго пилота.	См. подраздел 25-10. Для доступа к монтажному штифту.
(2)	Установить муфту на место на монтажной пластине.	
(3)	Ввинтить 4 винта крепления муфты к монтажной пластине.	
(4)	Центрировать систему управления рулем высоты при помощи монтажного штифта на одной ручке управления.	См. подраздел 27-30.
(5)	Центрировать барабан.	Углубление для шарикового наконечника, расположенного по центру троса сервомеханизма, должно находиться в крайнем нижнем положении.
(6)	Установить трос сервомеханизма на барабан.	Шариковый наконечник, расположенный по центру троса сервомеханизма, должен войти в углубление на барабане. Намотать трос сервомеханизма на барабан (1,5 оборота в каждую сторону).
(7)	Присоединить концы троса сервомеханизма к тяге-толкателю руля высоты при помощи хомутов.	Слегка затянуть хомуты, чтобы обеспечить возможность регулировки (см. следующую операцию).
(8)	Пользуясь небольшим пластмассовым молотком, перемещать хомуты вдоль тяги-толкателя для регулировки натяжения троса сервомеханизма.	Добиться усилия натяжения 156 ± 9 Н (35 ± 2 фунта). Измерить натяжение троса, пользуясь измерителем натяжения троса.
(9)	Затянуть хомуты.	
(10)	Установить ограничитель троса.	
(11)	Снять монтажный штифт с ручки управления.	
(12)	Установить снятое переднее кресло.	См. подраздел 25-10.
(13)	Установить сервомеханизм управления по тангажу.	См. п. 4.

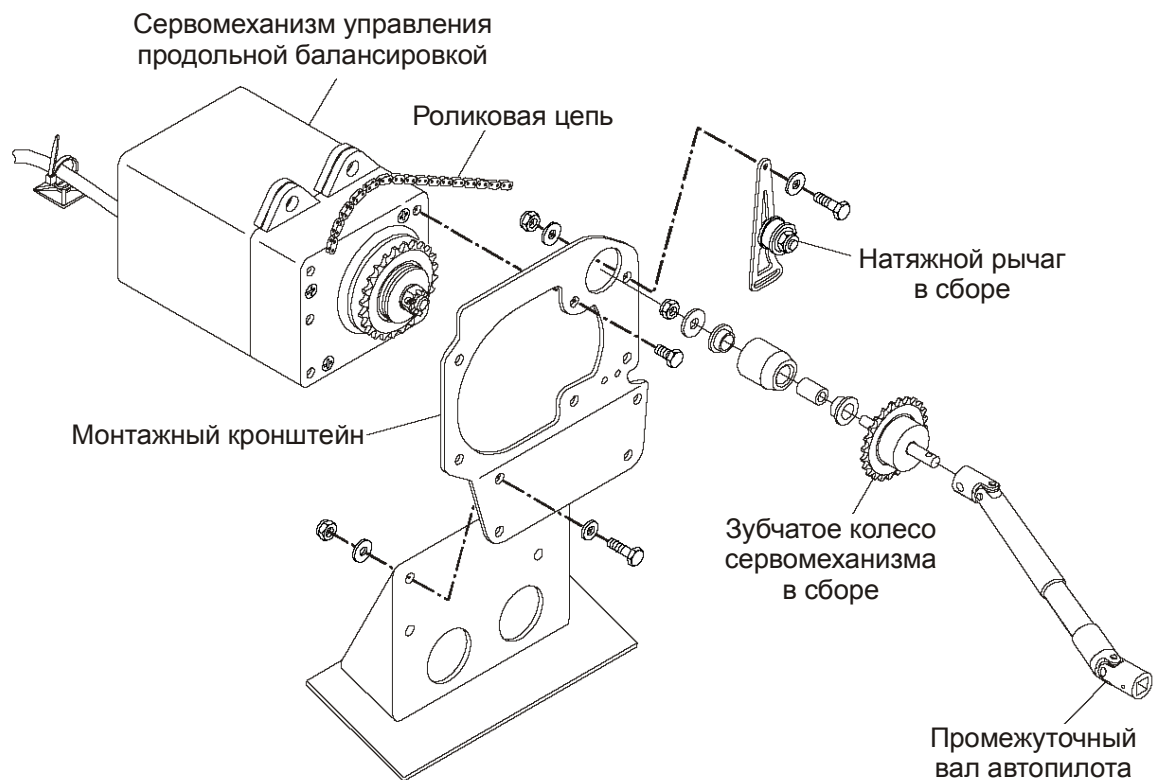


Рисунок 4. Установка сервомеханизма управления продольной балансировкой

6. Демонтаж/установка сервомеханизма управления продольной балансировкой

А. Демонтаж сервомеханизма управления продольной балансировкой

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Снять кресло второго пилота.	См. подраздел 25-10.
(2)	Отсоединить разъем от сервомеханизма.	
(3)	Вывинтить 2 винта крепления сервомеханизма к муфте.	Удерживать сервомеханизм.
(4)	Снять сервомеханизм с самолета.	

В. Установка сервомеханизма управления по тангажу

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Установить сервомеханизм на место на муфту.	
(2)	Ввинтить 2 винта крепления сервомеханизма к муфте.	
(3)	Присоединить разъем к сервомеханизму.	
(4)	<p>Выполнить проверку системы автопилота:</p> <ul style="list-style-type: none"> – Установить выключатель ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования) в положение ON (вкл.). – Установить выключатель AVIONIC MASTER (главный выключатель БРЭО) в положение ON (вкл.). – Проследить за ходом самодиагностики компьютера управления полетом. – Установить выключатель AVIONIC MASTER (главный выключатель БРЭО) в положение OFF (выкл.). – Установить выключатель ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования) в положение OFF (выкл.). 	При отсутствии сообщений об ошибках система исправна.
(5)	Установить кресло второго пилота.	См. подраздел 25-10.

7. Демонтаж/установка муфты сервомеханизма управления продольной балансировкой**А. Демонтаж муфты сервомеханизма управления продольной балансировкой**

	Операции	Примечания/Ссылки
ВНИМАНИЕ: НЕ ПРИКЛАДЫВАТЬ БОЛЬШИХ УСИЛИЙ К ШАРНИРНОМУ ВАЛУ. ДЕТАЛЬ, С КОТОРОЙ СОЕДИНЯЕТСЯ ВЕРХНИЙ КАРДАННЫЙ ШАРНИР, ИМЕЕТ МАЛУЮ ПРОЧНОСТЬ, ЧТО ОБЕСПЕЧИВАЕТ ЗАЩИТУ ПАССАЖИРА В СЛУЧАЕ АВАРИЙНОЙ ПОСАДКИ.		
(1)	Снять сервомеханизм управления продольной балансировкой.	См. п. 6.
(2)	Вывинтить винты крепления наконечника к барабану.	
(3)	Снять наконечник с барабана.	
(4)	Ослабить натяжение цепи при помощи натяжителя.	На зубчатом колесе рядом с сервомеханизмом.
(5)	Снять цепь с зубчатого колеса.	
(6)	Вывинтить 4 винта крепления муфты и натяжителя цепи к монтажной пластине.	Удерживать муфту и натяжитель цепи.

В. Установка муфты сервомеханизма управления продольной балансировкой

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Установить муфту и натяжитель цепи на место на монтажную пластину.	
(2)	Ввинтить 4 винта крепления муфты и натяжителя цепи к монтажной пластине.	
(3)	Установить цепь на зубчатое колесо.	
(4)	Установить наконечник на барабан.	
(5)	Ввинтить винты крепления наконечника к барабану.	
(6)	Установить сервомеханизм управления продольной балансировкой.	См. п. 6.

8. Регулировка натяжения тросов сервомеханизмов управления по крену и тангажу

А. Оборудование

Наименование	Количество	Шифр
Измеритель натяжения троса.	1	Серийная продукция.

В. Порядок регулировки

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Ослабить болты хомутов крепления троса сервомеханизма к тяге-толкателю.	Не вывинчивать болты. Ослабить не более, чем это необходимо для выполнения следующей операции.
(2)	Пользуясь небольшим пластмассовым молотком, перемещать хомуты вдоль тяги-толкателя для регулировки натяжения троса сервомеханизма.	Добиться усилия натяжения тросов сервомеханизмов управления по тангажу и крену 156 ± 9 Н (35 ± 2 фунта). Измерить натяжение троса, пользуясь измерителем натяжения троса.
(3)	Затянуть болты хомутов крепления троса сервомеханизма к тяге-толкателю.	

9. Регулировка усилий проскальзывания муфты сервомеханизма**А. Оборудование**

Наименование	Количество	Шифр
Измеритель натяжения троса.	1	Серийная продукция.

В. Порядок регулировки

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Снять муфту с самолета.	См. данный подраздел.
(2)	Очистить выходные зубчатые колеса сервомеханизма.	
(3)	Установить муфту в сборе на стенд для испытаний муфт скольжения.	См. документацию изготовителей оборудования.
(4)	Измерить усилие проскальзывания муфты в направлении по часовой стрелке и против часовой стрелки; при необходимости отрегулировать.	См. документацию изготовителей оборудования. Требуемые усилия проскальзывания муфт: <ul style="list-style-type: none">– Сервомеханизм управления по крену $4,52 \pm 0,56$ Нм (40 \pm 5 фунт-с-дюйм)– Сервомеханизм управления по тангажу $5,08 \pm 0,68$ Нм (45 \pm 6 фунт-с-дюйм)– Сервомеханизм управления продольной балансировкой $4,07 \pm 0,56$ Нм (36 \pm 5 фунт-с-дюйм)
(5)	Снять муфту в сборе со стенда для испытаний муфт скольжения.	
(6)	Смазать выходные зубчатые колеса сервомеханизма консистентной смазкой.	
(7)	Установить муфту на самолет.	См. данный подраздел.

10. Механическая проверка системы автопилота

Данную проверку проводить с периодичностью, указанной в подразделе 05-10.

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Проверить натяжение троса сервомеханизма управления по крену; при необходимости отрегулировать.	См. данный подраздел.
(2)	Проверить натяжение троса сервомеханизма управления по тангажу; при необходимости отрегулировать.	См. данный подраздел.
(3)	Проверить усилие скольжения муфты сервомеханизма управления по крену; при необходимости отрегулировать.	См. данный подраздел.
(4)	Проверить усилие скольжения муфты сервомеханизма управления по тангажу; при необходимости отрегулировать.	См. данный подраздел.
(5)	Проверить усилие скольжения муфты сервомеханизма управления продольной балансировкой; при необходимости отрегулировать.	См. данный подраздел.

Страница намеренно оставлена пустой

РАЗДЕЛ 23

СИСТЕМА СВЯЗИ

Страница намеренно оставлена пустой

СОДЕРЖАНИЕ

РАЗДЕЛ 23

СИСТЕМА СВЯЗИ

1. Общие сведения	1
2. Описание	1

Подраздел 23-10

Система голосовой радиосвязи

1. Общие сведения	1
2. Описание	3

Поиск и устранение неисправностей

1. Общие сведения	101
-------------------------	-----

Порядок технического обслуживания

1. Общие сведения	201
2. Демонтаж/установка УКВ-антенны COM.....	201
3. Демонтаж/установка тангенты.....	203
4. Демонтаж/установка динамика громкой связи	205

Подраздел 23-50

Система внутренней голосовой связи

1. Общие сведения	1
2. Описание и принцип работы	3

Поиск и устранение неисправностей

1. Общие сведения	101
-------------------------	-----

Порядок технического обслуживания

1. Общие сведения 201
2. Демонтаж/установка пульта управления звуковой сигнализацией GMA 1347 201

Подраздел 23-60**Система снятия электростатического заряда**

1. Общие сведения 1
2. Описание и принцип работы 1

РАЗДЕЛ 23

СИСТЕМА СВЯЗИ

1. Общие сведения

В данном разделе описывается система связи самолета DA 40 NG, включающая в себя систему внутренней связи, которая обеспечивает возможность разговора пилотов и пассажиров между собой, а также систему радиосвязи, которая обеспечивает возможность переговоров пилотов с наземными службами и другими самолетами.

В данном разделе не приводится описание связанного оборудования. Информацию об оборудовании см. в руководствах изготовителей оборудования. Монтажные схемы см. в разделе 92.

2. Описание

Система связи самолета DA 40 NG состоит из следующих элементов:

- Пульт управления звуковой сигнализацией GMA 1347.
- Приемопередатчики NAV/COM (входят в состав интегрированных блоков БРЭО Garmin GIA 63).
- УКВ-антенны COM.
- Антенна NAV (установлена в стабилизаторе).
- Тангенты (кнопки РТТ). Тангенты расположены на ручках управления обоих пилотов.
- Гнезда для подключения гарнитур. Гнезда для подключения гарнитур пилотов и пассажиров расположены на задней стороне центральной панели.
- Динамик громкой связи. Динамик громкой связи установлен на потолке кабины.

Страница намеренно оставлена пустой

Подраздел 23-10

Система голосовой радиосвязи

1. Общие сведения

В данном подразделе описывается система голосовой радиосвязи самолета DA 40 NG. Описание оборудования голосовой радиосвязи в данном подразделе не приводится. Дополнительную информацию об оборудовании см. в руководствах изготовителей оборудования.

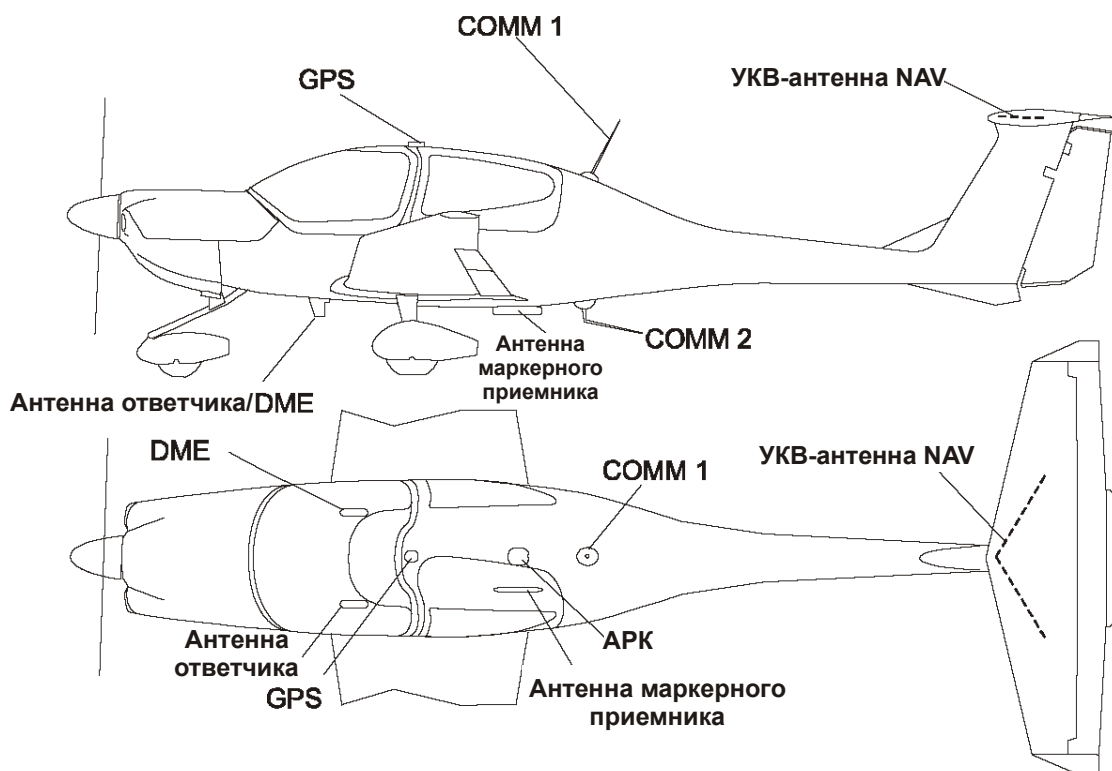


Рисунок 1. Расположение антенн

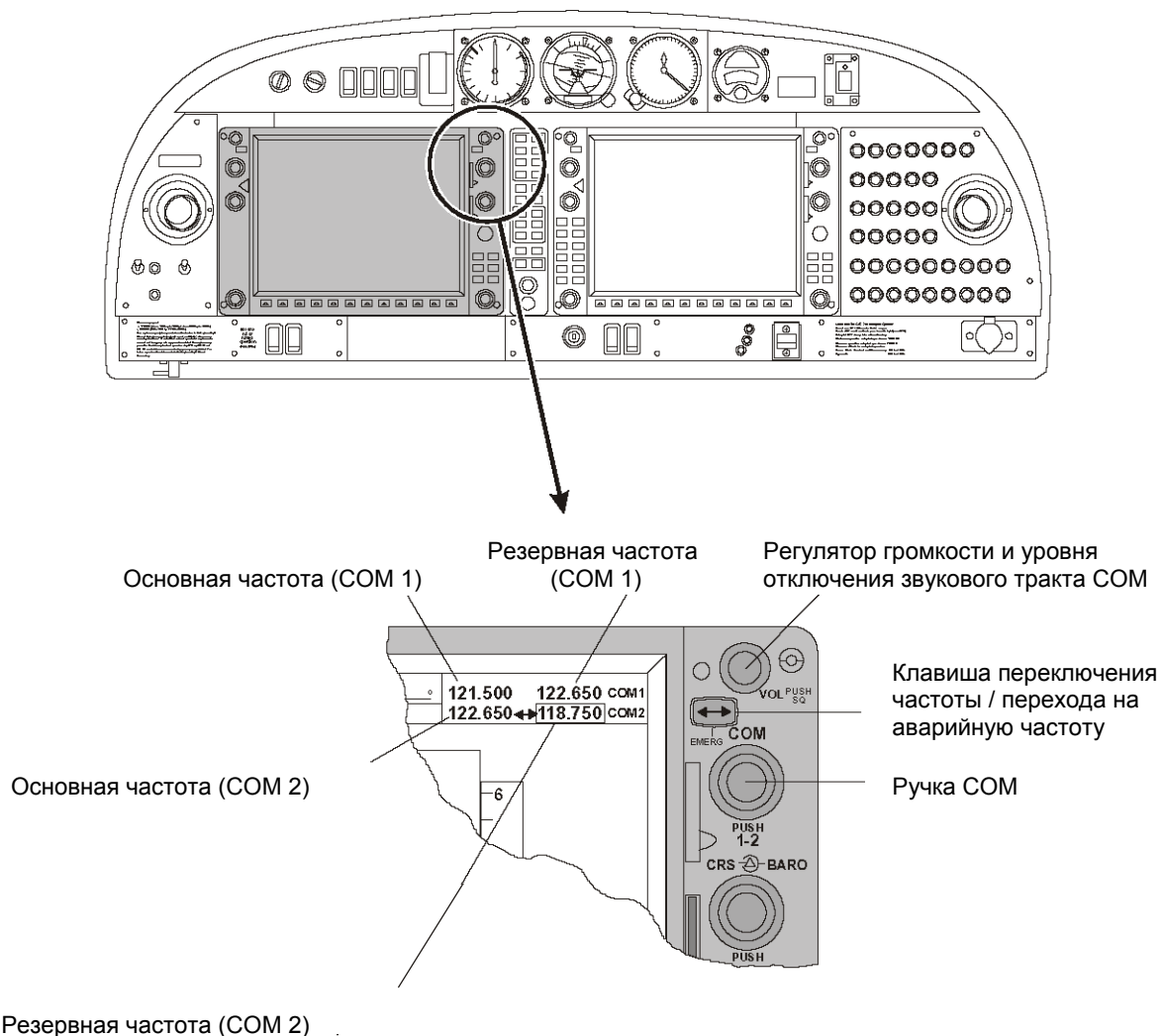


Рисунок 2. Панель основного пилотажного индикатора Garmin G1000

2. Описание

Самолет DA 40 NG оснащен двумя УКВ-приемопередатчиками (COM 1 и COM 2), которые входят в состав интегрированных блоков БРЭО Garmin GIA 63. Блоки GIA 63 №1 и GIA 63 №2 установлены в стойке БРЭО в хвостовой части фюзеляжа. Антенна COM 1 установлена на верхней поверхности фюзеляжа сзади от кабины. Антенна COM 2 установлена на нижней поверхности фюзеляжа сзади от кабины. Дополнительную информацию о комплексной пилотажно-навигационной системе Garmin 1000 см. в подразделе 31-40.

Основной пилотажный индикатор (PFD) системы Garmin 1000 показан на рисунке 2. Система голосовой радиосвязи входит в состав комплексной пилотажно-навигационной системы Garmin 1000. Питание на два УКВ-приемопередатчика подается при включении комплексной пилотажно-навигационной системы. Ручка COM расположена в правом верхнем углу каждой панели индикатора комплексной пилотажно-навигационной системы. Номер используемой системы COM и используемая частота отображаются на цифровом индикаторе в правом верхнем углу экрана основного пилотажного индикатора (PFD).

Отображаются основная и резервная частоты систем COM 1 и COM 2. Нажатие на внутреннюю ручку COM позволяет переключаться между системами COM 1 и COM 2. Нажатие на клавишу COM FREQUENCY TRANSFER (переключение частоты COM) позволяет переключаться между основной и резервной частотами выбранной системы связи. Резервная частота помечается рамкой. При нажатии клавиши COM FREQUENCY TRANSFER (переключение частоты COM) и удержании в течение приблизительно 2 секунд происходит переключение с текущей частоты на аварийную частоту COM 121,5 МГц.

Изменить можно только ту частоту, которая выбрана в данный момент в качестве резервной. Выбор частоты в МГц производится вращением внешней ручки COM, в кГц — внутренней ручки.

Над ручкой выбора частоты COM расположена ручка регулировки громкости VOL, которая используется для регулировки громкости используемого в данный момент радиоприемника. Нажатием на ручку производится включение и выключение автоматической регулировки уровня отключения звукового тракта (ON (вкл.)/OFF (выкл.)).

Пульт управления звуковой сигнализацией используется для управления всеми звуковыми системами самолета DA 40 NG. Звук голосовой радиосвязи и навигационной связи может передаваться как на гарнитуры пилотов и пассажиров, так и в динамик громкой связи. Дополнительную информацию о пульте управления звуковой сигнализацией см. в подразделе 23-50.

Страница намеренно оставлена пустой

Поиск и устранение неисправностей

1. Общие сведения

В следующей таблице приводится информация, необходимая для поиска и устранения неисправностей системы голосовой радиосвязи. Информацию о поиске и устранении неисправностей системы внутренней голосовой связи см. в подразделе 23-50.

При обнаружении неисправности, указанной в столбце 1, выполнить действия по ее устранению, описанные в столбце 3.

Неисправность	Возможная причина	Способ устранения
При проверке радиосвязи хорошая разборчивость, низкая громкость по причине недостаточного уровня модуляции в канале COM 1/COM 2.	Низкий выходной уровень сигнала микрофона. Неисправен соответствующий интегрированный блок БРЭО GIA 63.	Заменить неисправный микрофон. Заменить соответствующий интегрированный блок БРЭО GIA 63.
При проверке радиосвязи плохая разборчивость, высокая громкость.	Неисправен соответствующий интегрированный блок БРЭО GIA 63. Неисправен микрофон.	Заменить соответствующий интегрированный блок БРЭО GIA 63. Заменить микрофон.
При проверке радиосвязи плохая разборчивость, низкая громкость в канале COM 1/COM 2. Низкое качество речи при приеме.	Неисправен разъем коаксиального кабеля. Неисправен соответствующий интегрированный блок БРЭО GIA 63. Неисправна антенна.	Осмотреть коаксиальный кабель и разъемы, проверить техническое состояние и надежность соединения. Заменить соответствующий интегрированный блок БРЭО GIA 63. Заменить антенну.
Малая дальность передачи, дальность приема в норме (канал COM 1/COM 2).	Неисправен соответствующий интегрированный блок БРЭО GIA 63.	Заменить соответствующий интегрированный блок БРЭО GIA 63.
Отсутствует передача голоса одного из пилотов. Голосовая связь на стороне другого пилота в норме.	Неисправна система внутренней голосовой связи. Неисправна соответствующая гарнитура.	См. подраздел 23-50. Заменить соответствующую гарнитуру.
Нет передачи. Отсутствует индикатор передачи на дисплее COM.	Неисправна тангента. Неисправна проводка цепи тангенты. Неисправен соответствующий интегрированный блок БРЭО GIA 63.	Заменить тангенту. Провести проверку цепи тангенты. Монтажные схемы см. в разделе 92. Заменить соответствующий интегрированный блок БРЭО GIA 63.
В кабину проникает воздух через динамик.	Повреждена мембрана динамика.	Заменить динамик.

Страница намеренно оставлена пустой

Порядок технического обслуживания

1. Общие сведения

В данном подразделе описывается порядок замены основных элементов системы голосовой радиосвязи. Дополнительную информацию об оборудовании см. в руководствах изготовителей оборудования. Приемопередатчики системы связи входят в состав интегрированных блоков БРЭО Garmin GIA 63. Информацию о замене интегрированных блоков БРЭО GIA 63 см. в подразделе 31-40.

2. Демонтаж/установка УКВ-антенны COM

Описанная процедура действительна для антенн каналов COM 1 и COM 2. Доступ к обеим антеннам осуществляется через задний багажный отсек.

А. Демонтаж УКВ-антенны COM

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Демонтировать задний багажный отсек.	См. подраздел 25-10.
(2)	Найти антенну, которую необходимо заменить.	Нижняя антенна — канал COM 2, верхняя антенна — COM 1.
(3)	Отсоединить от антенны коаксиальный кабель.	Байонетный разъем.
(4)	Снять антенну: <ul style="list-style-type: none"> - Отвинтить и снять 3 гайки крепления антенны к элементам конструкции самолета вместе с шайбами. - Снять антенну с самолета. 	При необходимости срезать герметик вокруг основания антенны. Не допускать повреждения обшивки фюзеляжа.

В. Установка УКВ-антенны COM

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Осторожно удалить все следы герметика в месте установки антенны на фюзеляж.	При работе соблюдать осторожность, не допускать повреждения фюзеляжа. При необходимости использовать обычный растворитель.
(2)	Установить антенну: <ul style="list-style-type: none">- Установить антенну на место на фюзеляже.- Убедиться, что перемычка металлизации антенны расположена правильно.- Установить 3 шайбы и гайки крепления антенны к фюзеляжу и завинтить гайки.	
(3)	Присоединить к антенне коаксиальный кабель.	Присоединить к антенне коаксиальный кабель.
(4)	Выполнить проверку работы соответствующей системы голосовой радиосвязи.	См. Руководство по летной эксплуатации.
(5)	Установить задний багажный отсек.	См. подраздел 25-10.
(6)	Залить герметиком внешнюю кромку соединения между антенной и обшивкой фюзеляжа.	Использовать герметик Dow Corning 732 RTV или аналогичный герметик, вулканизирующийся при комнатной температуре. Выполнять указания изготовителя герметика.

3. Демонтаж/установка тангенты

Описанная процедура действительна для тангент первого и второго пилотов.

С. Демонтаж тангенты

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Установить выключатель ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования) в положение OFF (выкл.).	В средней части главной приборной панели.
(2)	Разомкнуть предохранитель AUDIO (звуковая система).	С правой стороны на главной приборной панели.
(3)	Снять тангенту: <ul style="list-style-type: none"> - Поддеть тангенту небольшой отверткой и извлечь из торца ручки. - Отсоединить от тангенты электрический кабель и убрать тангенту из кабины. 	Соблюдать осторожность. Не допускать повреждения торца ручки управления.
(4)	При необходимости снять электрический кабель: <ul style="list-style-type: none"> - Снять соответствующее кресло пилота. - Отсоединить кабель. - Вытянуть кабель вниз. 	См. подраздел 25-10. Разъем за главным шпангоутом. Через отверстие в ручке управления.

D. Установка тангенты

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Установить электрический кабель (если он снят): <ul style="list-style-type: none">- Продеть кабель внутрь ручки управления.- Присоединить нижний конец кабеля.	Через отверстие в ручке управления. Разъем за главным шпангоутом.
(2)	Установить тангенту: <ul style="list-style-type: none">- Присоединить электрический кабель к тангенте и установить тангенту на место в торец ручки управления.- Вставить тангенту в вырез в торце ручки управления.	Подключить к тангенте отдельные кабели. Нажимать осторожно. Не допускать повреждения ручки управления.
(3)	Установить кресло пилота.	Если оно было снято. См. подраздел 25-10.
(4)	Замкнуть предохранитель AUDIO (звуковая система).	С правой стороны на главной приборной панели.

4. Демонтаж/установка динамика громкой связи

А. Демонтаж динамика громкой связи

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Снять пассажирскую лампу для чтения карт с потолочной консоли.	Очистить отверстие от силиконового герметика.
(2)	Разъединить разъемы пассажирской лампы для чтения карт.	
(3)	Снять лампу для чтения карт второго пилота с потолочной консоли.	Очистить отверстие от силиконового герметика.
(4)	Снять лампу для чтения карт со стороны второго пилота с потолочной консоли.	Очистить отверстие от силиконового герметика.
(5)	Разъединить разъемы лампы для чтения карт.	
(6)	Снять решетку динамика громкой связи.	
(7)	Разъединить разъем динамика громкой связи.	
(8)	Извлечь динамик из потолочной консоли.	

В. Установка динамика громкой связи

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Установить динамик в потолочную консоль.	
(2)	Присоединить разъем динамика громкой связи.	
(3)	Установить решетку динамика громкой связи.	
(4)	Присоединить разъем лампы для чтения карт второго пилота.	
(5)	Установить лампу для чтения карт второго пилота.	Герметизировать силиконовым герметиком.
(6)	Установить сопло вентиляции со стороны второго пилота.	Герметизировать силиконовым герметиком.
(7)	Присоединить разъем пассажирской лампы для чтения карт.	
(8)	Установить пассажирскую лампу для чтения карт.	Герметизировать силиконовым герметиком. Герметик применять в умеренном количестве, не допуская его попадания на аварийный замок.

Подраздел 23-50

Система внутренней голосовой связи

1. Общие сведения

Самолет DA 40 NG оснащен системой внутренней голосовой связи с голосовой активацией (VOX), позволяющей при пользовании гарнитурами вести голосовую связь полностью без нажатия кнопок. Управление системой внутренней голосовой связи осуществляется с пульта управления звуковой сигнализацией. Пульт управления звуковой сигнализацией расположен на главной приборной панели между экранами индикаторов комплексной пилотажно-навигационной системы. Пульт управления звуковой сигнализацией показан на рисунке 1.

В обеих ручках управления установлены тангенты (кнопки РТТ). Гнездовые разъемы для подключения всех гарнитур расположены в задней части центральной панели.

На потолке пассажирского салона расположен динамик громкой связи, вывод звука на который осуществляется через усилитель радиоприемной системы.

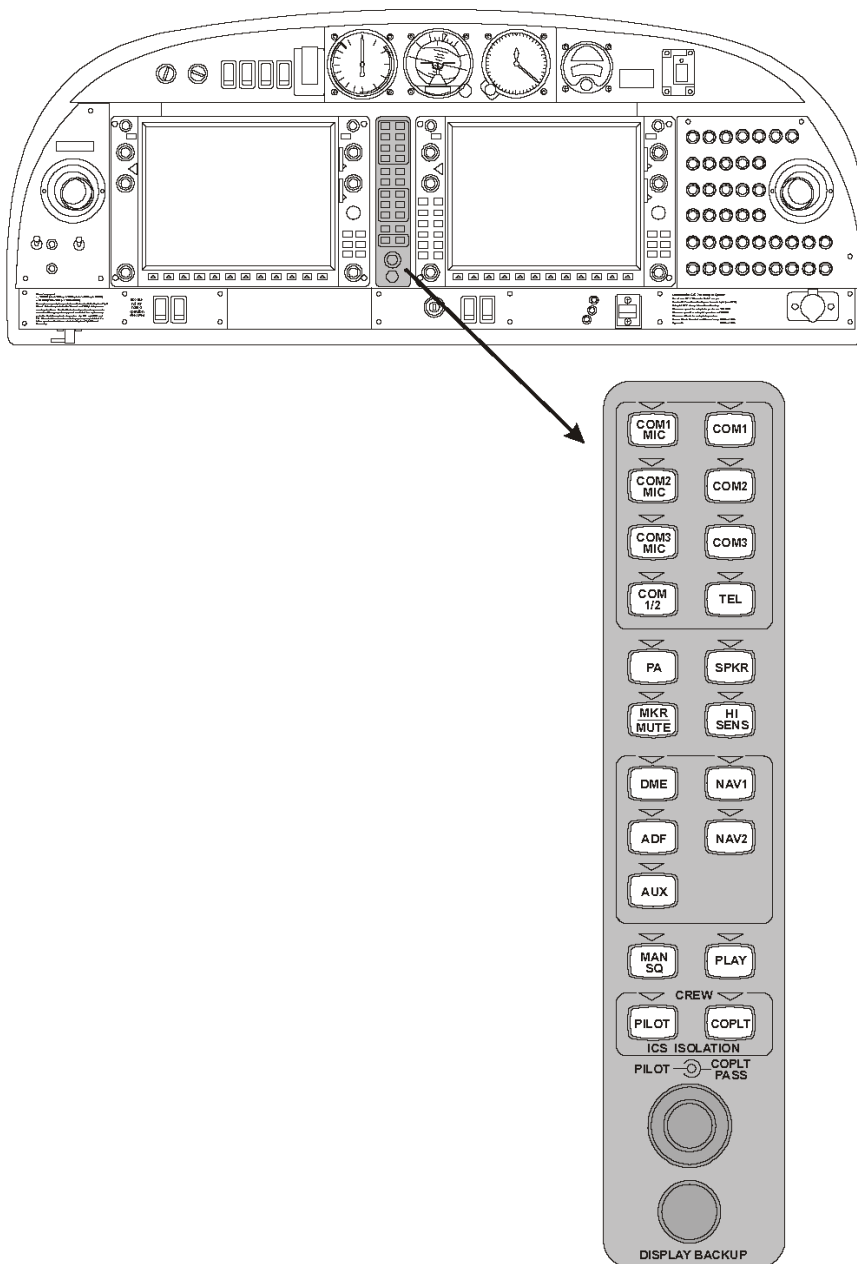


Рисунок 1. Пульт управления звуковой сигнализацией

2. Описание и принцип работы

На рисунке 1 показан пульт управления звуковой сигнализацией GMA 1347 самолета DA 40 NG. Электропитание на пульт управления звуковой сигнализацией подается от комплексной пилотажно-навигационной системы Garmin 1000, в состав которой входит пульт. Пульт управления звуковой сигнализацией обеспечивает вывод информации звуковых систем пилотажно-навигационного комплекса на гарнитуры пилотов и пассажиров.

Пульт управления звуковой сигнализацией расположен на главной приборной панели между экранами индикаторов комплекса. Клавиши пульта управления оснащены трафаретами со светодиодной подсветкой, управление которой осуществляет комплексная пилотажно-навигационная система. При нажатии клавиши загорается ее подсветка. При включении питания выполняется самодиагностика пульта управления, после чего пульт переходит в рабочий режим, заданный ранее в момент выключения системы. При обнаружении в ходе самодиагностики неисправности пульта управления пульт переходит в безопасный режим и весь звук направляется в гарнитуру пилота.

На пульте управления расположены следующие клавиши и выключатели:

- Клавиша COM 1 MIC (микрофон COM 1). При нажатии данной клавиши происходит выбор микрофона канала COM 1 в качестве текущего и автоматически выключается ранее включенный микрофон другого канала COM (гаснет соответствующая клавиша). Загорается подсветка клавиши COM 1 MIC (микрофон COM 1) и на экране индикатора комплексной пилотажно-навигационной системы подсвечивается надпись "COM 1".
- Клавиша COM 2 MIC (микрофон COM 2). При нажатии данной клавиши происходит выбор микрофона канала COM 2 в качестве текущего и автоматически выключается ранее включенный микрофон другого канала COM (гаснет соответствующая клавиша). Загорается подсветка клавиши COM 2 MIC (микрофон COM 2) и на экране индикатора комплексной пилотажно-навигационной системы подсвечивается надпись "COM 2".
- Клавиша COM 3 MIC (микрофон COM 3). В модели DA 40 NG данная клавиша не используется.
- Клавиша COM 1/2. Используется для включения и выключения функции разделения каналов COM. При нажатии клавиши COM 1/2 гарнитура первого пилота в режиме COM подключается к каналу COM 1, второго пилота — к каналу COM 2. При включенной функции разделения каналов COM первый пилот и второй пилот могут вести голосовую связь одновременно по разным каналам COM. Первый пилот может также следить за голосовой связью в канале NAV. Второй пилот может следить только за голосовой связью в канале COM 2.
- Клавиша COM 1. Используется для выбора канала COM 1 в качестве текущего канала голосовой связи. При нажатой кнопке COM 1 система голосовой связи работает с каналом COM 1 независимо от нажатия других кнопок. При нажатии клавиши COM 1 загорается ее подсветка.
- Клавиша COM 2. Используется для выбора канала COM 2 в качестве текущего канала голосовой связи. При нажатой кнопке COM 2 система голосовой связи работает с каналом COM 2 независимо от нажатия других кнопок. При нажатии клавиши COM 2 загорается ее подсветка.
- Клавиша COM 3. В модели DA 40 NG данная клавиша не используется.
- Клавиша TEL (телефон). В модели DA 40 NG данная клавиша не используется.

- Клавиша PA (система оповещения пассажиров). В модели DA 40 NG данная клавиша не используется.
- Клавиша SPKR (динамик). Используется для включения динамика громкой связи. При нажатии клавиши информация всех выбранных каналов голосовой связи и все неотключаемые (неперекрывающиеся) звуковые сигналы выводятся на динамик громкой связи. При включении любого микрофона COM динамик выключается. При нажатии клавиши SPKR (динамик) загорается ее подсветка.
- Клавиша MKR/MUTE (включение/выключение оповещения о сигнале маркерного радиомаяка). Используется для включения звукового оповещения о пролете маркерного радиомаяка. При нажатии клавиши загорается ее подсветка. При пролете маркерного радиомаяка в гарнитуры подается звуковой сигнал и на экране основного пилотажного индикатора загорается соответствующий сигнализатор. Нажатие клавиши MKR/MUTE (включение/выключение оповещения о сигнале маркерного радиомаяка) при наличии звукового сигнала маркерного радиомаяка выключает звуковой сигнал, однако сигнализатор на экране индикатора продолжает гореть. При пролете следующего маркерного радиомаяка в гарнитуры снова подается соответствующий звуковой сигнал. Нажатие клавиши MKR/MUTE (включение/выключение оповещения о сигнале маркерного радиомаяка), когда звуковой сигнал выключен, полностью отключает подачу звукового сигнала и подсветка клавиши гаснет.
- Клавиша HI SENS (увеличение чувствительности). Используется для увеличения чувствительности маркерного приемника. При нажатии клавиши HI SENS (увеличение чувствительности) загорается ее подсветка.
- Клавиши DME (дальномерный радиомаяк), ADF (АПК), NAV 1, NAV 2. Используются для переключения на соответствующий вход. При нажатии соответствующей клавиши загорается ее подсветка.
- Клавиша AUX (дополнительный вход). В модели DA 40 NG данная клавиша не используется.
- Клавиша MAN SQ (ручная регулировка уровня отключения звукового тракта). Если эта клавиша нажата, ручка регулирования громкости звука системы внутренней связи первого пилота/второго пилота/пассажиров выполняет функцию включения/выключения ручной регулировки уровня отключения звукового тракта системы внутренней связи. При нажатии клавиши MAN SQ (ручная регулировка уровня отключения звукового тракта) загорается ее подсветка.
- Клавиша PLAY (воспроизведение). Используется для воспроизведения цифровой записи, сделанной комплексной пилотажно-навигационной системой. При этом в гарнитуры подается цифровая запись радиосвязи за последнее время. При нажатии клавиши PLAY (воспроизведение) загорается ее подсветка.

- Клавиши PILOT (первый пилот), COPLT (второй пилот). Используются для управления системой разделения звуковых трактов системы внутренней связи. Система разделения звуковых трактов системы внутренней связи имеет четыре режима работы, для переключения между которыми используются клавиши PILOT (первый пилот) и COPLT (второй пилот). Система может работать в следующих режимах:
 - Режим Pilot (первый пилот). В режиме Pilot (первый пилот) загорается подсветка только одной клавиши PILOT (первый пилот). В режиме Pilot (первый пилот) звук каналов, с которыми работает система радиосвязи, подается в гарнитуру первого пилота. Второй пилот и пассажиры могут только переговариваться друг с другом.
 - Режим Copilot (второй пилот). В режиме Copilot (второй пилот) загорается подсветка только одной клавиши COPLT (второй пилот). В режиме Copilot (второй пилот) гарнитура второго пилота изолирована от других гарнитур. Звук каналов, с которыми работает система радиосвязи, подается в гарнитуры первого пилота и пассажиров, при этом они могут переговариваться друг с другом.
 - Режим Crew (экипаж). В режиме Crew (экипаж) загорается подсветка клавиш PILOT (первый пилот) и COPLT (второй пилот). При работе в режиме Crew (экипаж) звук каналов, с которыми работает система радиосвязи, подается в гарнитуры первого пилота и второго пилота, при этом они могут переговариваться друг с другом.
 - Режим All (все). В режиме All (все) подсветка клавиш PILOT (первый пилот) и COPLT (второй пилот) отсутствует. В режиме ALL (все) звук каналов, с которыми работает система радиосвязи, подается в гарнитуры обоих пилотов и пассажиров, при этом все они могут переговариваться друг с другом.
- Ручка VOLUME/SQ (громкость/уровень отключения звукового тракта). Данная ручка выполняет две различные функции в зависимости от положения клавиши MAN SQ (ручная регулировка уровня отключения звукового тракта).
- Клавиша MAN SQ (ручная регулировка уровня отключения звукового тракта) не включена. Если клавиша MAN SQ (ручная регулировка уровня отключения звукового тракта) не включена, регулировка уровня отключения звукового тракта системы внутренней связи осуществляется автоматически. Ручка VOLUME/SQ (громкость/уровень отключения звукового тракта) используется для регулировки громкости, слева снизу от ручки загорается надпись VOL (громкость). Вращение внутренней ручки по часовой стрелке увеличивает громкость гарнитуры первого пилота при пользовании системой внутренней связи, вращение внутренней ручки против часовой стрелки уменьшает громкость гарнитуры первого пилота. Вращение внешней ручки по часовой стрелке увеличивает громкость гарнитур второго пилота и пассажиров при пользовании системой внутренней связи. Вращение внешней ручки против часовой стрелки уменьшает громкость гарнитур второго пилота и пассажиров при пользовании системой внутренней связи.
- Клавиша MAN SQ (ручная регулировка уровня отключения звукового тракта) включена. Если клавиша MAN SQ (ручная регулировка уровня отключения звукового тракта) включена, уровень отключения звукового тракта системы внутренней связи можно установить вручную. При этом нажатие на ручку VOLUME/SQ (громкость/уровень отключения звукового тракта) позволяет включать и выключать ручную регулировку уровня отключения звукового тракта (ON (вкл.)/OFF (выкл.)). На включение ручной регулировки уровня отключения звукового тракта указывает загорание надписи SQ (уровень отключения звукового тракта) справа внизу от ручки. Вращение внутренней ручки по часовой стрелке увеличивает уровень отключения звукового тракта для гарнитуры первого пилота при пользовании системой внутренней связи, вращение внутренней ручки против часовой стрелки уменьшает уровень отключения звукового тракта для гарнитуры первого пилота. Вращение внешней ручки по часовой стрелке увеличивает уровень отключения звукового тракта для гарнитур второго пилота и пассажиров при пользовании системой внутренней связи. Вращение внешней ручки против часовой стрелки уменьшает уровень отключения звукового тракта для гарнитур второго пилота и пассажиров при пользовании системой внутренней связи.
- Кнопка DISPLAY BACKUP (совмещенная индикация). Красная кнопка DISPLAY BACKUP (совмещенная индикация), расположенная в нижней части пульта управления звуковой сигнализацией, используется для переключения всех индикаторов пилотажного комплекса в режим совмещенной индикации.

Страница намеренно оставлена пустой

Поиск и устранение неисправностей

1. Общие сведения

В следующей таблице приводится информация, необходимая для поиска и устранения неисправностей системы внутренней голосовой связи.

Информацию о поиске и устранении неисправностей системы голосовой радиосвязи см. в подразделе 23-10.

При обнаружении неисправности, указанной в столбце 1, выполнить действия по ее устранению, описанные в столбце 3.

Неисправность	Возможная причина	Способ устранения
Отсутствует передача голоса через гарнитуру второго пилота. Голосовая связь на стороне первого пилота в норме.	Неисправна гарнитура. Разрыв звуковой цепи микрофона. Неисправен пульт управления звуковой сигнализацией GMA 1347.	Заменить гарнитуру. Провести проверку звуковой цепи микрофона. Монтажные схемы см. в разделе 92. Заменить пульт управления звуковой сигнализацией GMA 1347.
Отсутствует передачи голоса через гарнитуру первого пилота. Голосовая связь на стороне второго пилота в норме.	Неисправна гарнитура. Разрыв звуковой цепи микрофона. Неисправен пульт управления звуковой сигнализацией GMA 1347.	Заменить гарнитуру. Провести проверку звуковой цепи микрофона. Монтажные схемы см. в разделе 92. Заменить пульт управления звуковой сигнализацией GMA 1347.
Отсутствует внутренняя связь при пользовании гарнитурой первого пилота. Радиоприем в норме.	Неправильно выбран режим работы системы внутренней связи Неисправен пульт управления звуковой сигнализацией GMA 1347.	Выбрать нужный режим, см. подраздел 23-50, п. 2. Заменить пульт управления звуковой сигнализацией GMA 1347.
Отсутствует звук в гарнитуре первого пилота при выключенной системе внутренней связи.	Неисправна гарнитура. Разрыв звуковой цепи.	Заменить гарнитуру. Провести проверку звуковой цепи гарнитуры. Монтажные схемы см. в разделе 92.
Отсутствует звук в гарнитуре второго пилота или гарнитурах пассажиров.	Разрыв звуковой цепи. Неисправен пульт управления звуковой сигнализацией GMA 1347.	Провести проверку звуковой цепи гарнитуры. Монтажные схемы см. в разделе 92. Заменить пульт управления звуковой сигнализацией GMA 1347.

Страница намеренно оставлена пустой

Порядок технического обслуживания

1. Общие сведения

В данном подразделе описывается порядок демонтажа/установки пульта управления звуковой сигнализацией GMA 1347, регулировки и проверки системы внутренней связи. Дополнительную информацию о системе внутренней голосовой связи см. в руководствах изготовителей оборудования.

2. Демонтаж/установка пульта управления звуковой сигнализацией GMA 1347

А. Демонтаж пульта управления звуковой сигнализацией GMA 1347

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Убедиться, что выключатель ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования) установлен в положение OFF (выкл.).	В нижней центральной части главной приборной панели.
(2)	Снять пульт управления звуковой сигнализацией: <ul style="list-style-type: none">- Вставить шестигранный ключ 3/32» в отверстие в пульте.- Для отпирания пульта повернуть механизм запирания против часовой стрелки.- Потянув пульт управления звуковой сигнализацией на себя, снять его с главной приборной панели.	См. рисунок 1.

В. Установка пульта управления звуковой сигнализацией GMA 1347

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Осмотреть разъемы в задней части пульта управления звуковой сигнализацией. Обратит особое внимание на наличие изогнутых и поврежденных контактов.	
(2)	Вставить шестигранный ключ 3/32» в отверстие в пульте и повернуть механизм запираания на 90° против часовой стрелки, чтобы исключить возможность нахождения механизма в запертом положении.	
(3)	Установить пульт управления звуковой сигнализацией: <ul style="list-style-type: none">- Установить пульт управления звуковой сигнализацией на место на главной приборной панели.- Осторожно продвинуть пульт до посадки на место в главной приборной панели.- Вставить шестигранный ключ 3/32» в отверстие в пульте и повернуть механизм запираания на 90° по часовой стрелке для фиксации пульта.	<p>Убедиться, что разъемы пульта управления звуковой сигнализацией полностью вошли в разъемы в задней части панели.</p> <p>Убедиться, что пульт зафиксирован на месте, потянув его на себя.</p>
(4)	Выполнить проверку работы пульта управления звуковой сигнализацией. После установки нового пульта управления звуковой сигнализацией может потребоваться обновление программного обеспечения комплексной пилотажно-навигационной системы Garmin G1000.	Информацию об установке программного обеспечения и проверке работы пульта управления звуковой сигнализацией см. в Руководстве по оперативному техническому обслуживанию системы G1000.

Подраздел 23-60

Система снятия электростатического заряда

1. Общие сведения

Система снятия электростатического заряда состоит из двух основных частей: системы металлизации и собственно системы снятия поверхностного электростатического заряда. Информацию о системе металлизации и об измерении сопротивления статических разрядников см. в подразделе 51-80.

Накопление статического электричества может отрицательно повлиять на качество радиосвязи во всех диапазонах COM и NAV, а также на качество всей информации, принимаемой по каналу NAV.

2. Описание и принцип работы

Система снятия электростатического заряда обеспечивает стекание статического электричества, накапливающегося на поверхностях самолета. Самолет DA 40 NG изготовлен из композиционных материалов, не проводящих электричество. Поверхности самолета покрыты слоем специального проводящего материала, по которому электростатические заряды стекают на статические разрядники.

Информация о расположении и количестве статических разрядников приведена в следующей таблице.

Расположение	Количество
Задняя кромка законцовки левого крыла.	1
Задняя кромка законцовки правого крыла.	1
Задняя кромка левой законцовки стабилизатора.	1
Задняя кромка правой законцовки стабилизатора.	1
Задняя кромка руля направления (в нижней части РН).	1

Страница намеренно оставлена пустой

РАЗДЕЛ 24

ЭЛЕКТРИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ

Страница намеренно оставлена пустой

СОДЕРЖАНИЕ

РАЗДЕЛ 24 ЭЛЕКТРИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ

- 1. Общие сведения 1
- 2. Описание и принцип работы системы 28 В пост. тока 3

Подраздел 24-30

Система генерирования постоянного тока

- 1. Общие сведения 1
- 2. Описание и принцип работы 3

Поиск и устранение неисправностей

- 1. Общие сведения 101

Порядок технического обслуживания

- 1. Общие сведения 201
- 2. Техника безопасности при работе с электросистемой 201
- 3. Замена плавкого предохранителя генератора 202

Подраздел 24-31

Аккумуляторные батареи

- 1. Общие сведения 1
- 2. Описание и принцип работы главной аккумуляторной батареи 1
- 3. Описание и принцип работы резервной аккумуляторной батареи блоков управления двигателем 3

Поиск и устранение неисправностей

- 1. Общие сведения 101

Порядок технического обслуживания

1.	Общие сведения	201
2.	Техника безопасности	201
3.	Демонтаж/установка батареи	202
4.	Отсоединение/подключение батареи для технического обслуживания.....	204
5.	Демонтаж/установка реле батареи	205
6.	Функциональная проверка реле батареи	207

Подраздел 24-32

Система аварийного электропитания

1.	Общие сведения	1
2.	Описание	1

Поиск и устранение неисправностей

1.	Общие сведения	101
----	----------------------	-----

Порядок технического обслуживания

1.	Общие сведения	201
2.	Демонтаж/установка резервной батареи	201

Подраздел 24-40

Система аэродромного питания

1.	Общие сведения	1
2.	Описание	1
3.	Принцип работы.....	3

Поиск и устранение неисправностей

1.	Общие сведения	101
----	----------------------	-----

Порядок технического обслуживания

1.	Общие сведения	201
2.	Техника безопасности при работе с электросистемой	201
3.	Демонтаж/установка реле аэродромного питания	202

Подраздел 24-60

Система распределения электропитания постоянного тока

1.	Общие сведения	1
----	----------------------	---

Поиск и устранение неисправностей

1.	Общие сведения	101
----	----------------------	-----

Порядок технического обслуживания

1.	Общие сведения	201
2.	Техника безопасности при работе с электросистемой	201
3.	Демонтаж/установка главного реле БРЭО	202
4.	Снятие/установка предохранителя	203
5.	Снятие/установка выключателя на главной приборной панели	205
6.	Снятие/установка выключателя ENGINE MASTER (главный выключатель двигателя).....	207

Страница намеренно оставлена пустой

РАЗДЕЛ 24

ЭЛЕКТРИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ

1. Общие сведения

Самолет DA 40 NG оснащен электросистемой постоянного тока напряжением 28 В. В данном подразделе приводится общее описание системы от источников электропитания до предохранителей или других точек взаимодействия с потребителями.

В данном разделе приводятся упрощенные принципиальные схемы систем и схемы расположения элементов. Монтажные схемы см. в разделе 92. Информацию о системах см. в соответствующих подразделах. Например, информацию о системе стартера см. в разделе 80.

Информацию о поиске и устранении неисправностей электросистемы и порядке ее технического обслуживания см. в следующих подразделах:

- Подраздел 24-30. Система генерирования постоянного тока.
- Подраздел 24-31. Аккумуляторные батареи.
- Подраздел 24-32. Система аварийного электропитания.
- Подраздел 24-40. Аэродромное электропитание.
- Подраздел 24-60. Система распределения электропитания.

Примечание: Перечень оборудования, сертифицированного для установки на самолете DA 40 NG, приведен в разделе 6.5 Руководства по летной эксплуатации. Установка такого оборудования возможна и должна производиться в соответствии с Руководством по техническому обслуживанию самолета.

Для обозначения всего оборудования, не вошедшего в перечень в разделе 6.5 Руководства по летной эксплуатации, используется термин «Дополнительное оборудование». Установка Дополнительного оборудования является модификацией и должна осуществляться в соответствии с действующими национальными правилами или Эксплуатационным бюллетенем.

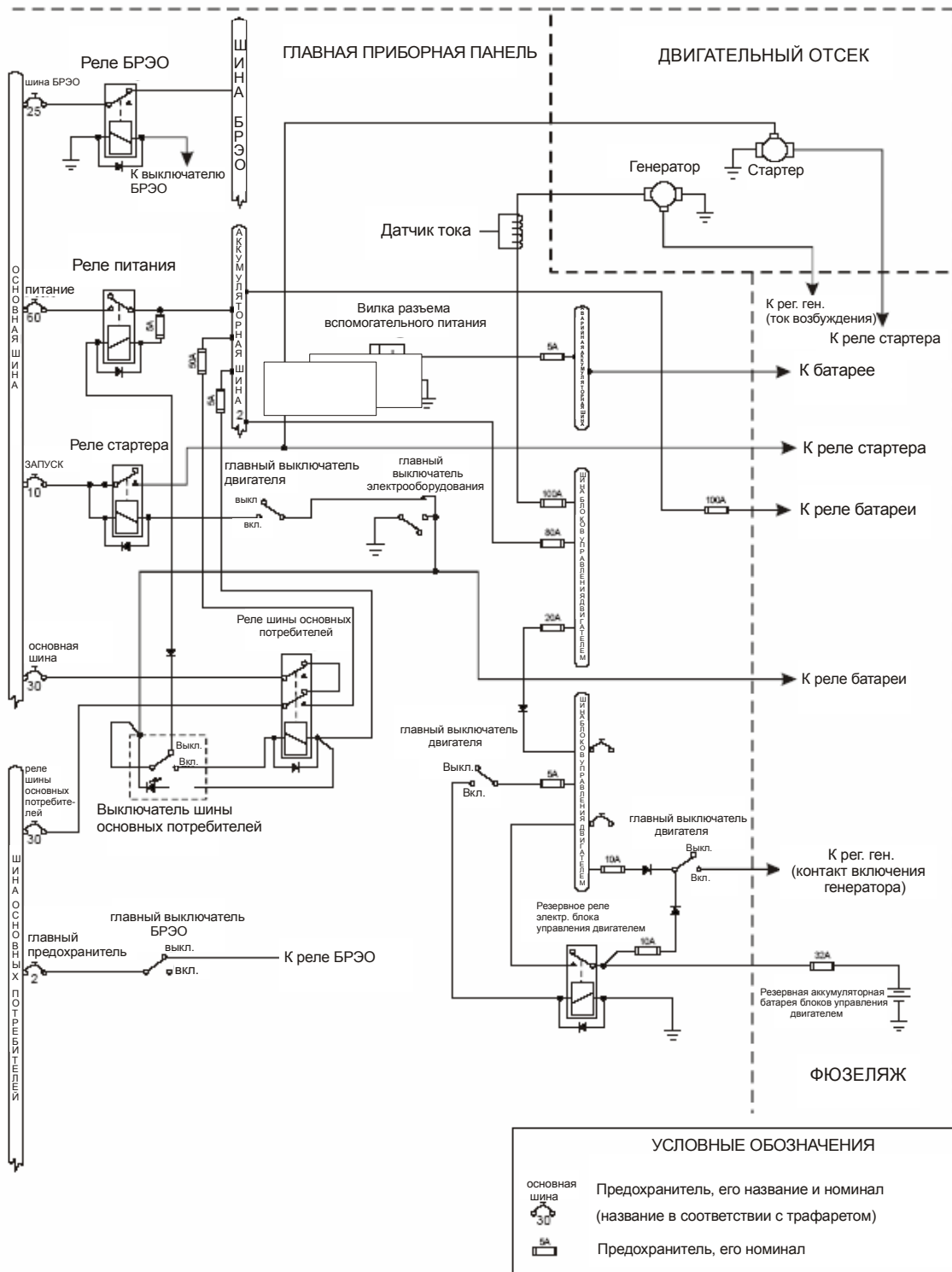


Рисунок 1. Принципиальная схема электрической системы 28 В пост. тока

2. Описание и принцип работы системы 28 В пост. тока

Принципиальная схема электросистемы показана на рисунке 1.

A. Источники электропитания

(1) Главная аккумуляторная батарея

Главная аккумуляторная батарея расположена в хвостовой части фюзеляжа с левой стороны. В самолете используется герметичная батарея напряжением 24 В и емкостью 13,6 Ач. Аккумуляторная батарея подключена к точке заземления главной приборной панели, системе молниезащиты, аварийной аккумуляторной шине и реле батареи.

(2) Генератор постоянного тока

Генератор расположен сзади слева от двигателя с нижней стороны. Привод генератора осуществляется при помощи плоского поликлинового ремня с автоматическим натяжителем. Генератор подключен к внешнему регулятору, который расположен под креслом первого пилота. Выход генератора подключен к шине блоков управления двигателем через предохранитель номиналом 100 А. В случае отказа главной аккумуляторной батареи напряжение возбуждения на генератор может подаваться непосредственно от резервной аккумуляторной батареи блоков управления двигателем.

(3) Резервная аккумуляторная батарея блоков управления двигателем

Резервная аккумуляторная батарея блоков управления двигателем расположена в хвостовой части фюзеляжа. Блок батарей состоит из двух последовательно соединенных герметичных батарей напряжением 12 В и емкостью 7,2 Ач. Резервная аккумуляторная батарея блоков управления двигателем подключена непосредственно к шине блока управления двигателем В. Резервная аккумуляторная батарея блоков управления двигателем используется также в качестве батареи возбуждения генератора.

(4) Разъем аэродромного питания

Разъем аэродромного питания расположен в хвостовой части фюзеляжа с левой стороны, рядом с релейной коробкой. Разъем аэродромного питания подключен к реле аэродромного питания, установленному в релейной коробке на шпангоуте крепления багажного отсека.

- Для предотвращения обратного подключения предусмотрен управляющий контакт, который подключается к катушке реле через диод.
- Контакт + подключается к главному входу реле.
- Контакт – подключается к земле.

В. Управление электропитанием

(1) Реле аккумуляторной батареи

Реле аккумуляторной батареи расположено в релейной коробке на шпангоуте крепления багажного отсека. Выход реле подключен непосредственно к шине релейной коробки. Положительный контакт катушки (+) реле аккумуляторной батареи подключен к положительной клемме (+) аккумуляторной батареи. Заземление катушки обеспечивается через выключатель ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования) при его установке в положение ON (вкл.) или START (пуск).

(2) Реле аэродромного питания

Реле аэродромного питания расположено в релейной коробке на шпангоуте крепления багажного отсека. Выход реле подключен непосредственно к шине релейной коробки.

При подключении аэродромного питания напряжением 28 В пост. тока включение реле обеспечивается появлением тока +28 В на управляющем контакте. Реле срабатывает и подключает аэродромное питание к шине релейной коробки.

(3) Конструкция шины

Все шины представляют собой плоские металлические полосы, соединяющие ряды предохранителей. Предохранители расположены на правой стороне главной приборной панели.

(4) Шина релейной коробки

Шина релейной коробки расположена в релейной коробке на шпангоуте крепления багажного отсека. Шина представляет собой металлическую полосу, соединяющую следующие реле:

- Реле аэродромного питания.
- Реле аккумуляторной батареи.
- Реле стартера.

Шина имеет три вывода:

- Для подключения аккумуляторной шины в главной приборной панели.
- Для подключения свечей накаливания.
- Для подключения электромагнита стартера двигателя.

(5) Шина блоков управления двигателем

Шина блоков управления двигателем расположена рядом с предохранителями. Напряжение на шину блоков управления двигателем подается при подключении к ней одного из следующих источников:

- Главная аккумуляторная батарея.
- Аэродромное электропитание.
- Генератор постоянного тока.

Шина блоков управления двигателем обеспечивает подачу электропитания на блок управления двигателем А (ECU A) и блок управления двигателем В (ECU B) и соответствующие топливные насосы. Защита каждой цепи обеспечивается предохранителем.

К шине блоков управления двигателем через диод и плавкий предохранитель подключены блок управления двигателем В и соответствующий топливный насос. Также к блоку управления двигателем В и соответствующему топливному насосу подключена резервная аккумуляторная батарея блоков управления двигателем.

(6) Основная шина

Основная шина используется для подачи электропитания потребителям. Для защиты цепей каждый потребитель подключен к шине через предохранитель. Основная шина также подключена к переключающему контакту:

- реле стартера.

Реле защищено предохранителем.

(7) Реле питания

Реле питания обеспечивает подключение аккумуляторной шины в главной приборной панели к основной шине. Подачей напряжения на реле питания управляет выключатель шины основных потребителей.

(8) Реле шины основных потребителей

В нормальном (обесточенном) состоянии реле шины основных потребителей соединяет шину основных потребителей с основной шиной.

В аварийной ситуации (при подаче напряжения) реле шины основных потребителей соединяет шину основных потребителей с аккумуляторной шиной в главной приборной панели.

Подачей напряжения на реле шины основных потребителей управляет выключатель шины основных потребителей.

(9) Выключатель шины основных потребителей (маркировка ESS BUS)

Выключатель ESS BUS (выключатель шины основных потребителей) расположен на панели выключателей внизу главной приборной панели, с левой ее стороны.

В положении OFF (выкл.) выключатель ESS BUS (выключатель шины основных потребителей) замыкает катушку реле питания на землю. Контакты реле замыкаются, и реле подключает аккумуляторную шину в главной приборной панели к основной шине. Это нормальное положение выключателя при правильной работе всех систем.

В положении ON (вкл.) выключатель ESS BUS (выключатель шины основных потребителей) отсоединяет катушку реле питания от земли. Контакты реле питания размыкаются, реле отключает основную шину от источника питания (аккумуляторной шины) и замыкает катушку реле шины основных потребителей на землю. Через реле протекает ток, реле отключает шину основных потребителей от основной шины и подключает ее к аккумуляторной шине.

Выключатель шины основных потребителей оснащен светодиодом, который загорается при наличии напряжения в аккумуляторной шине и установке клавишного выключателя ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования) в положение ON (вкл.) или START (пуск).

(10) Реле стартера

Контакты и катушка реле стартера подключены к основной шине. Защита цепи обеспечивается предохранителем номиналом 10 А.

При установке выключателя ENGINE MASTER (главный выключатель двигателя) в положение ON (вкл.) и выключателя ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования) в положение START (пуск) катушка реле замыкается на землю. Реле подключает основную шину к электромагниту стартера. Электромагнит запускает стартер и приводит в действие сильноточный контактор, который подключает шину релейной коробки к стартеру.

(11) Главное реле БРЭО

Главное реле БРЭО обеспечивает подключение шины БРЭО к основной шине. Подачей напряжения на реле питания управляет выключатель AVIONIC MASTER (главный выключатель БРЭО).

(12) Выключатель AVIONIC MASTER (главный выключатель БРЭО)

При установке выключателя AVIONIC MASTER (главный выключатель БРЭО) в положение OFF (выкл.):

- На реле БРЭО подается напряжение и реле отключает шину БРЭО от основной шины.

При установке выключателя AVIONIC MASTER (главный выключатель БРЭО) в положение ON (вкл.):

- Реле БРЭО обесточивается и подключает шину БРЭО к основной шине.

(13) Выключатель ENGINE MASTER (главный выключатель двигателя)

Выключатель ENGINE MASTER (главный выключатель двигателя) расположен с левой стороны по центру на панели выключателей главной приборной панели. Выключатель имеет группы контактов. При установке выключателя в положение ON (вкл.) каждая группа контактов подключает один вход к одному выходу следующим образом:

- Напряжение питания блока управления двигателем А к блоку управления двигателем А.
- Напряжение питания блока управления двигателем В к блоку управления двигателем В. Подается напряжение на резервное реле блока управления двигателем.
- Резервную аккумуляторную батарею блоков управления двигателем к регулятору генератора постоянного тока (контакт включения генератора).
- Цепь START (пуск) выключателя ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования) к реле стартера.

Страница намеренно оставлена пустой

Подраздел 24-30

Система генерирования постоянного тока

1. Общие сведения

Система генерирования постоянного тока самолета DA 40 NG включает в себя следующие элементы:

- Генератор постоянного тока.
- Датчик тока генератора.
- Плавкий предохранитель генератора.
- Регулятор напряжения.
- Батарея возбуждения генератора (резервная аккумуляторная батарея блоков управления двигателем).

В данном подразделе приводится упрощенное описание, информация о поиске и устранении неисправностей и порядке технического обслуживания системы генерирования постоянного тока. Полное описание и принцип работы системы см. в подразделе 24-00.

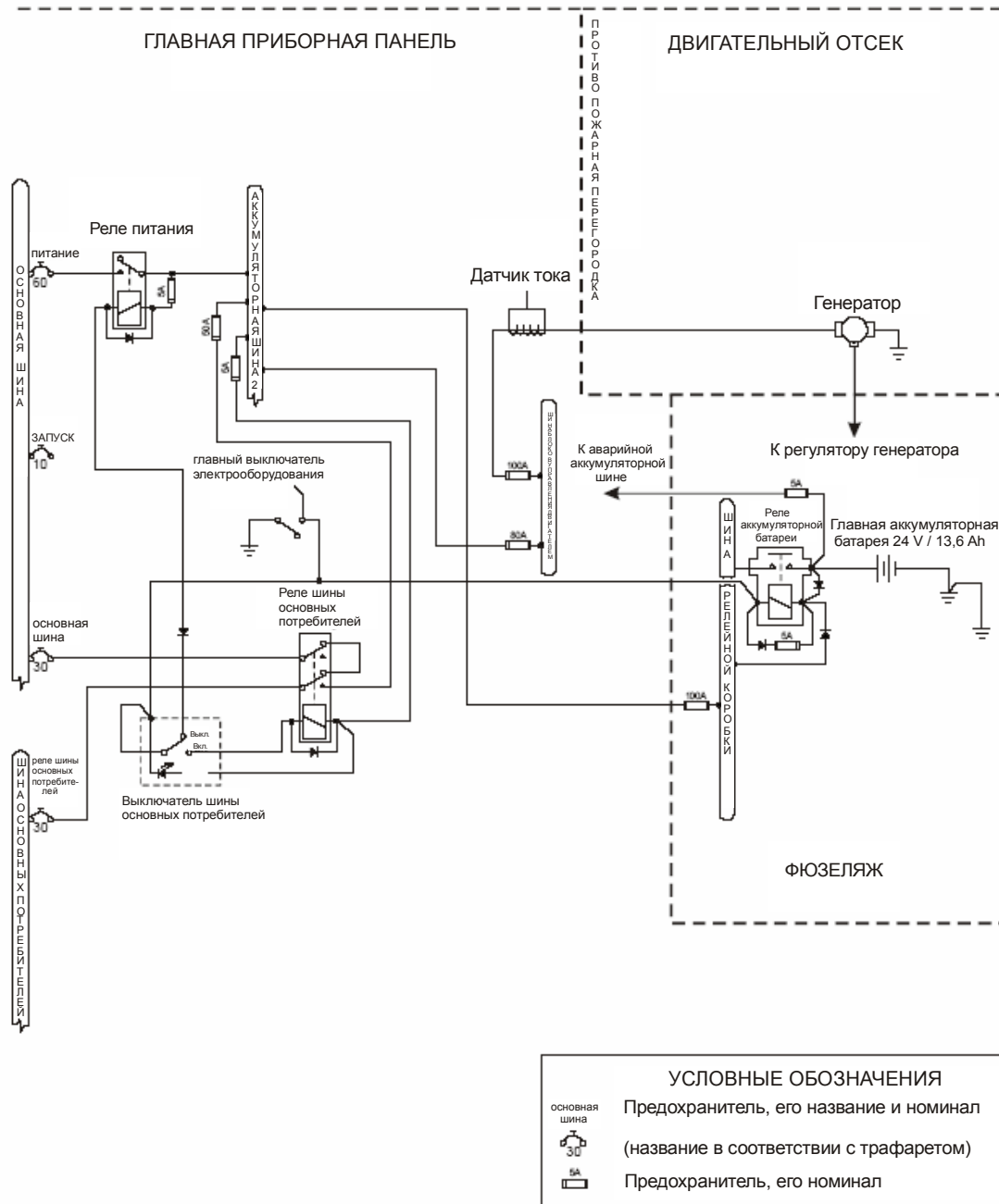


Рисунок 1. Упрощенная принципиальная схема системы генерирования.

2. Описание и принцип работы

Упрощенная принципиальная схема системы генерирования показана на рисунке 1.

A. Генератор постоянного тока

Генератор является частью конструкции двигателя. Генератор вырабатывает постоянный ток напряжением 28 В и имеет максимальную выходную силу тока 70 А. Генератор расположен сзади слева от двигателя. Для привода генератора используется плоский поликлиновой ремень. Натяжение ремня регулируется автоматической системой.

Генератор оснащен внешним регулятором напряжения,

Генератор не имеет деталей и узлов, обслуживание которых может проводиться силами обслуживающего персонала.

B. Батарея возбуждения генератора (резервная аккумуляторная батарея блоков управления двигателем)

Резервная аккумуляторная батарея блоков управления двигателем используется также в качестве батареи возбуждения генератора. Она расположена в хвостовой части фюзеляжа за первым кольцевым шпангоутом.

Подключение батареи к регулятору генератора осуществляется при помощи выключателя ENGINE MASTER (главный выключатель двигателя).

C. Датчик тока генератора

Датчик тока генератора расположен в главной приборной панели.

D. Плавкий предохранитель генератора

Плавкий предохранитель номиналом 100 А, установлен в главной приборной панели между кабелем генератора и шиной блоков управления двигателем.

E. Регулятор генератора постоянного тока

Регулятор генератора постоянного тока расположен под креслом первого пилота. Блок управления измеряет выходное напряжение генератора и регулирует силу тока, подаваемого на катушки возбуждения генератора, при помощи сигнала с широтно-импульсной модуляцией (ШИМ). Для обеспечения стабильности выходного напряжения при всех значениях нагрузки и скорости выполняется соответствующее модулирование сигнала возбуждения генератора.

Страница намеренно оставлена пустой

Поиск и устранение неисправностей

1. Общие сведения

В следующей таблице перечисляются возможные неисправности системы генерирования. При обнаружении неисправности, указанной в столбце «Неисправность», определить ее причину в столбце «Возможная причина» и выполнить действия по устранению неисправности, описанные в столбце «Способ устранения».

Неисправность	Возможная причина	Способ устранения
Загорается аварийная лампа генератора.	Неисправен генератор.	Обратиться к изготовителю двигателя.
	Неисправен регулятор генератора.	Обратиться к изготовителю двигателя.

Страница намеренно оставлена пустой

Порядок технического обслуживания

1. Общие сведения

В данном подразделе описывается порядок демонтажа, установки и регулирования элементов самолетной системы генерирования постоянного тока напряжением 28 В. Дополнительную информацию и сведения об обслуживании в условиях ремонтного предприятия см. в документации изготовителей соответствующих деталей и узлов.

2. Техника безопасности при работе с электросистемой

Самолет DA 40 NG оснащен низковольтной электросистемой постоянного тока. При правильном и своевременном техобслуживании соблюдение особых мер предосторожности не требуется. В цепях с низким сопротивлением возможно возникновение тока большой силы (например, при случайном замыкании положительной клеммы на землю гаечным ключом).

При работе с электрооборудованием необходимо всегда соблюдать общепринятые меры техники безопасности. К обслуживанию электросистемы самолета допускается только квалифицированный персонал.

ВНИМАНИЕ: ПЕРЕД ВЫПОЛНЕНИЕМ РАБОТ ПО ОБСЛУЖИВАНИЮ ЭЛЕКТРОСИСТЕМЫ ОТСОЕДИНИТЬ БАТАРЕЮ. ПРИ ОТСОЕДИНЕНИИ ПЕРВОЙ ОТСОЕДИНЯТЬ ОТРИЦАТЕЛЬНУЮ КЛЕММУ.

ВНИМАНИЕ: ПОСЛЕ ТЕХНИЧЕСКОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ ЭЛЕКТРОСИСТЕМЫ НЕОБХОДИМО ВЫПОЛНИТЬ ПРОВЕРКУ РАБОТЫ СИСТЕМЫ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ИСТОЧНИКА ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ НАПРЯЖЕНИЕМ 24 В, ОСНАЩЕННОГО ЗАЩИТОЙ ОТ ПЕРЕГРУЗКИ ПО ТОКУ. ПРОВЕРКУ ПРОВОДИТЬ ДО ПОДКЛЮЧЕНИЯ БАТАРЕИ К СИСТЕМЕ.

ВНИМАНИЕ: ПРИ ОБСЛУЖИВАНИИ САМОЛЕТА DA 40 NG ИСПОЛЬЗОВАТЬ ТОЛЬКО ЗАПАСНЫЕ ЧАСТИ, РЕКОМЕНДОВАННЫЕ ИЗГОТОВИТЕЛЕМ.

3. Замена плавкого предохранителя генератора

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Отсоединить главную аккумуляторную батарею самолета: <ul style="list-style-type: none">– Отсоединить от батареи отрицательный кабель.– Отсоединить от батареи положительный кабель.	
(2)	Снять крышку главной приборной панели.	
(3)	Извлечь плавкий предохранитель генератора номиналом 100 А.	Выбросить старый предохранитель.
(4)	Установить новый плавкий предохранитель номиналом 100 А.	
(5)	Установить крышку главной приборной панели.	
(6)	Выполнить наземное опробование двигателя.	Амперметр должен указывать на наличие электрической нагрузки.

Подраздел 24-31

Аккумуляторные батареи

1. Общие сведения

В данном подразделе приводится информация об аккумуляторных батареях самолета DA 40 NG. Описание и принцип работы аккумуляторной батареи системы генерирования постоянного тока см. в подразделах 24-00 и 24-32.

На самолете имеется три батареи:

- Главная аккумуляторная батарея, расположенная в хвостовой части фюзеляжа за шпангоутом крепления багажного отсека. Эта батарея обеспечивает штатное питание потребителей самолета.
- Резервная аккумуляторная батарея блоков управления двигателем, расположенная в хвостовой части фюзеляжа за первым кольцевым шпангоутом. Резервная аккумуляторная батарея блоков управления двигателем подключена непосредственно к резервному реле блока управления двигателем. Эта батарея обеспечивает питание блока управления двигателем В и соответствующего топливного насоса в случае отказа всех остальных источников питания.
- Резервная батарея, расположенная в главной приборной панели. Информацию об этой батарее см. в подразделе 24-32.

2. Описание и принцип работы главной аккумуляторной батареи

В самолете используется главная аккумуляторная батарея герметичного типа напряжением 24 В и емкостью 13,6 Ач. Эта батарея установлена на полке в фюзеляже и закреплена на ней при помощи скобы. Положительный и отрицательный кабели присоединяются к клеммам в верхней части батареи. Соединения закрыты стандартными резиновыми колпачками.

Когда напряжение генератора превышает напряжение батареи, происходит зарядка батареи от генератора.

Во время работы генератора цифровой вольтметр показывает напряжение генератора. Когда генератор отключен, цифровой вольтметр показывает напряжение батареи.

Батарея обеспечивает подачу питания в аккумуляторную шину через реле батареи. Реле батареи расположено в релейной коробке, которая установлена на шпангоуте крепления багажного отсека рядом с батареями. Защита данной цепи отсутствует.

Батарея обеспечивает также подачу питания в аварийную аккумуляторную шину. Для защиты аварийной аккумуляторной шины используется плавкий предохранитель номиналом 5 А.

Главная аккумуляторная батарея не требует обслуживания.

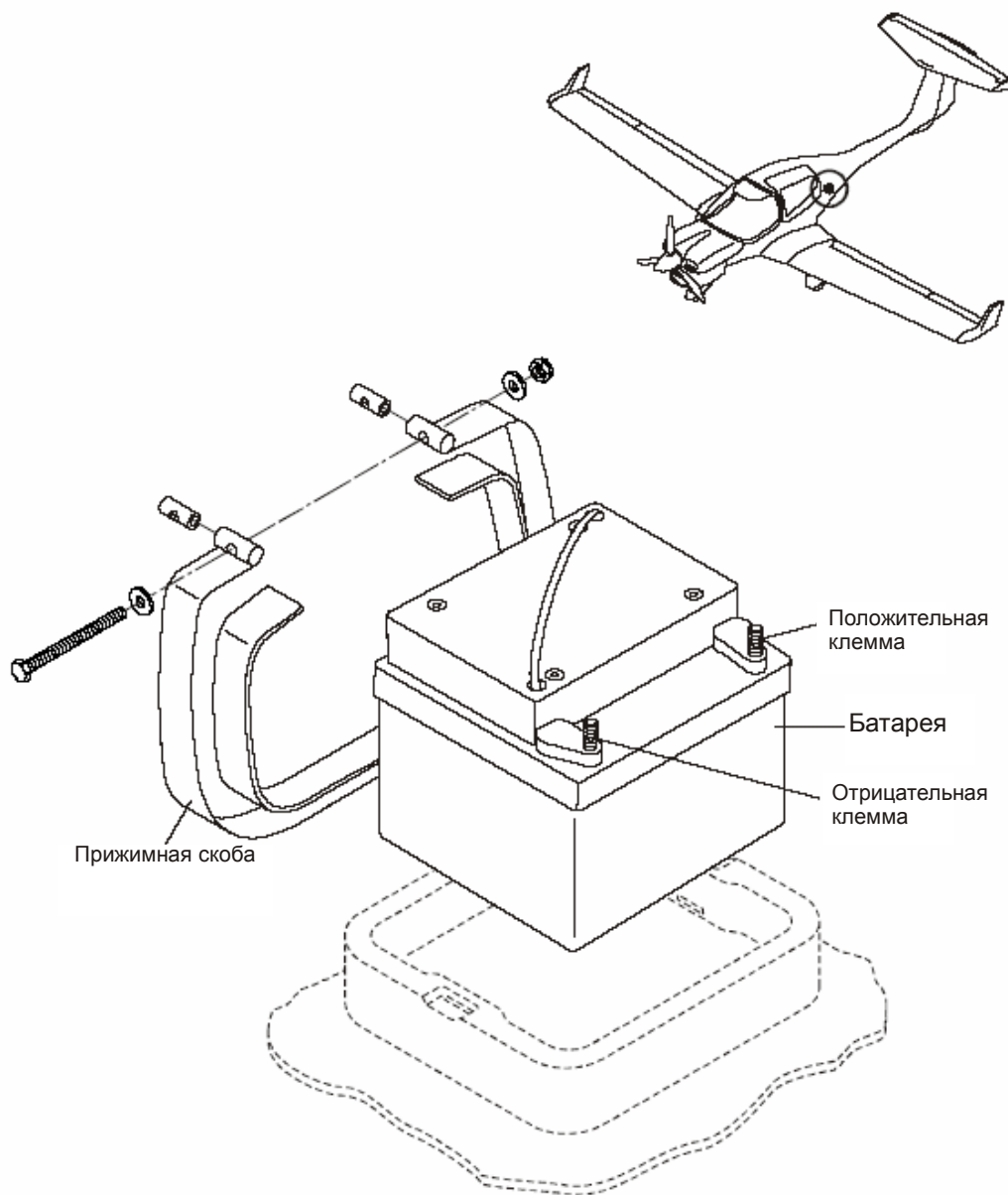


Рисунок 1. Установка главной аккумуляторной батареи

3. Описание и принцип работы резервной аккумуляторной батареи блоков управления двигателем

Резервная аккумуляторная батарея блоков управления двигателем состоит из двух последовательно соединенных герметичных батарей напряжением 12 В и емкостью 7,2 Ач. Эта батарея установлена на полке за первым кольцевым шпангоутом. Положительный и отрицательный кабели присоединяются к клеммам в верхней части батареи.

Когда напряжение в шине блока управления двигателем В превышает напряжение батареи, происходит зарядка батареи от шины.

Батарея обеспечивает питание блока управления двигателем В и соответствующего топливного насоса через резервное реле блока управления двигателем. Реле установлено на полке главной приборной панели. Для защиты цепи используется плавкий предохранитель номиналом 32 А.

Батарея также обеспечивает питание регулятора генератора через плавкий предохранитель номиналом 10 А и выключатель ENGINE MASTER (главный выключатель двигателя).

Страница намеренно оставлена пустой

Поиск и устранение неисправностей

1. Общие сведения

В следующей таблице перечисляются возможные неисправности аккумуляторных батарей. При обнаружении неисправности, указанной в столбце «Неисправность», определить ее причину в столбце «Возможная причина» и выполнить действия по устранению неисправности, описанные в столбце «Способ устранения».

Неисправность	Возможная причина	Способ устранения
Низкое напряжение главной аккумуляторной батареи.	Низкая емкость батареи. Низкая сила тока на выходе генератора.	Проверить емкость батареи. При необходимости заменить батарею. Найти и устранить неисправность генератора, см. подраздел 24-31.
Главная аккумуляторная батарея не подключается к аккумуляторной шине.	Неисправно реле батареи. Неисправен выключатель ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования). Неисправна проводка батареи.	Заменить реле батареи. Заменить выключатель ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования). Выполнить проверку проводки батареи. Монтажные схемы см. в разделе 92.
Главная аккумуляторная батарея не подключается к аварийной аккумуляторной шине.	Перегорел плавкий предохранитель номиналом 5 А.	Заменить плавкий предохранитель номиналом 5 А. При повторном перегорании плавкого предохранителя убедиться в отсутствии короткого замыкания аварийной аккумуляторной шины на землю. Отремонтировать или заменить неисправный элемент.
Сила тока по показаниям амперметра постоянно равна нулю.	Неисправен амперметр. Неисправен преобразователь амперметра.	Заменить блок сбора и обработки данных о параметрах двигателя и планера. Заменить преобразователь.
Напряжение по показаниям вольтметра равно нулю.	Неисправен вольтметр. Неисправна проводка в цепи вольтметра.	Заменить блок сбора и обработки данных о параметрах двигателя и планера. Выполнить проверку проводки. Монтажные схемы см. в разделе 92.

Страница намеренно оставлена пустой

Порядок технического обслуживания

1. Общие сведения

Батарею необходимо содержать в чистоте. Корпус батареи необходимо очищать от смазки и грязи. Прилегающий к клеммам участок очищать от грязи. Клеммы и наконечники кабелей покрывать электроизоляционным составом Dow Corning 4 (DC4).

При нерегулярной эксплуатации самолета снимать аккумуляторную батарею для зарядки.

ВНИМАНИЕ: УСТАНАВЛИВАТЬ ТОЛЬКО БАТАРЕЮ, РЕКОМЕНДОВАННУЮ ИЗГОТОВИТЕЛЕМ САМОЛЕТА.

2. Техника безопасности

Выполнять указания изготовителя батареи по техническому обслуживанию.

Перед выполнением любых работ с электросистемой всегда отсоединять батарею. При отсоединении батареи отсоединять отрицательный кабель в первую очередь. При присоединении батареи присоединять отрицательный кабель в последнюю очередь.

3. Демонтаж/установка батареи**А. Демонтаж батареи с самолета**

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Демонтировать дополнительный багажный отсек и багажный лоток.	См. подраздел 25-10.
(2)	Снять прижимную скобу батареи: – Снять со скобы болт, гайку и 2 шайбы.	
(3)	Отсоединить от батареи отрицательный кабель.	
(4)	Отсоединить от батареи положительный кабель.	
(5)	Снять батарею с самолета.	

В. Установка батареи на самолет

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Убедиться, что батарея чистая и сухая.	
(2)	Установить батарею на ее место на полке.	
ВНИМАНИЕ: ПРИ ПОДКЛЮЧЕНИИ КАБЕЛЕЙ К КЛЕММАМ СЛЕДИТЬ ЗА СОБЛЮДЕНИЕМ ПОЛЯРНОСТИ. НЕСОБЛЮЖДЕНИЕ ПОЛЯРНОСТИ ПРИ ПОДКЛЮЧЕНИИ КАБЕЛЕЙ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ВЫХОДУ ИЗ СТРОЯ ЭЛЕКТРОСИСТЕМЫ И СИСТЕМЫ РАДИОЭЛЕКТРОННОГО ОБОРУДОВАНИЯ САМОЛЕТА.		
(3)	Присоединить к батарее положительный кабель.	Клемму батареи и наконечник кабеля покрыть электроизоляционным составом Dow Corning 4 (DC4).
(4)	Присоединить к батарее отрицательный кабель.	Клемму батареи и наконечник кабеля покрыть электроизоляционным составом Dow Corning 4 (DC4).
(5)	Установить прижимную скобу батареи: – Установить прижимную скобу батареи поверх батареи. – Установить в скобу болт, 2 шайбы и гайку.	Убедиться, что скоба установлена правильно.
(6)	Установить дополнительный багажный отсек и багажный лоток.	См. подраздел 25-10.

4. Отсоединение/подключение батареи для технического обслуживания**A. Отсоединение батареи для технического обслуживания**

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Демонтировать дополнительный багажный отсек и багажный лоток.	См. подраздел 25-10.
(2)	Отсоединить от батареи отрицательный кабель.	
(3)	Отсоединить от батареи положительный кабель.	

B. Подключение батареи после технического обслуживания

	Операции	Примечания/Ссылки
ВНИМАНИЕ: ПРИ ПОДКЛЮЧЕНИИ КАБЕЛЕЙ К КЛЕММАМ СЛЕДИТЬ ЗА СОБЛЮДЕНИЕМ ПОЛЯРНОСТИ. НЕСОБЛЮЖДЕНИЕ ПОЛЯРНОСТИ ПРИ ПОДКЛЮЧЕНИИ КАБЕЛЕЙ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ВЫХОДУ ИЗ СТРОЯ ЭЛЕКТРОСИСТЕМЫ И СИСТЕМЫ РАДИОЭЛЕКТРОННОГО ОБОРУДОВАНИЯ САМОЛЕТА.		
(1)	Присоединить к батарее положительный кабель.	Клемму батареи и наконечник кабеля покрыть электроизоляционным составом Dow Corning 4 (DC4).
(2)	Присоединить к батарее отрицательный кабель.	Клемму батареи и наконечник кабеля покрыть электроизоляционным составом Dow Corning 4 (DC4).
(3)	Установить дополнительный багажный отсек и багажный лоток.	См. подраздел 25-10.

5. Демонтаж/установка реле батареи

А. Демонтаж реле батареи

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Демонтировать дополнительный багажный отсек и багажный лоток.	См. подраздел 25-10.
(2)	Отсоединить главную аккумуляторную батарею. <ul style="list-style-type: none">– Отсоединить от батареи отрицательный кабель.– Отсоединить от батареи положительный кабель.	
(3)	Отсоединить резервную аккумуляторную батарею блоков управления двигателем: <ul style="list-style-type: none">– Отсоединить от батареи отрицательный кабель.– Отсоединить от батареи положительный кабель.	
(4)	Вывинтить и убрать болты крепления реле к шине и кабелям вместе с шайбами.	
(5)	Отсоединить электрические кабели реле батареи от клеммной колодки.	
(6)	Снять реле с самолета.	

В. Установка реле батареи

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Подвести реле к месту установки в релейной коробке и присоединить кабели управления к клеммной колодке.	Проверить полярность.
(2)	Присоединить к реле батареи положительный кабель батареи и 4 тонких провода: <ul style="list-style-type: none">– Подвести 2 тонких провода с передней стороны к месту подключения, установить на болт шайбу и ввинтить болт крепления проводов к реле в пластину крепления реле, продев его через оба провода.– Подвести положительный кабель батареи и 2 тонких провода с задней стороны к месту подключения, установить на болт шайбу и ввинтить болт крепления проводов к реле в пластину крепления реле, продев его через кабель и оба провода.	Монтажные схемы см. в разделе 92.
(3)	Присоединить кабели к главной аккумуляторной батарее: <ul style="list-style-type: none">– Присоединить к батарее положительный кабель.– Присоединить к батарее отрицательный кабель.	Клемму батареи и наконечник кабеля покрыть электроизоляционным составом Dow Corning 4 (DC4).
(4)	Присоединить кабели к резервной аккумуляторной батарее блоков управления двигателем: <ul style="list-style-type: none">– Присоединить к батарее положительный кабель.– Присоединить к батарее отрицательный кабель.	
(5)	Установить дополнительный багажный отсек и багажный лоток.	См. подраздел 25-10.
(6)	Выполнить проверку работы реле батареи.	См. п. 6.

6. Функциональная проверка реле батареи

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Установить выключатель ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования) в положение ON (вкл.).	Вольтметр должен показать напряжение батареи.
(2)	Установить выключатель ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования) в положение OFF (выкл.).	

Страница намеренно оставлена пустой

Подраздел 24-32

Система аварийного электропитания

1. Общие сведения

В данном подразделе приводится информация о системе аварийного электропитания самолета DA 40 NG. Необходимо регулярно проводить обслуживание системы аварийного электропитания.

Монтажные схемы см. в разделе 92.

2. Описание

Система аварийного электропитания состоит из следующих элементов:

- Резервная батарея.
- Опечатанный выключатель HORIZON (авиагоризонт).

Резервная батарея состоит из 10 литиево-марганцевых элементов напряжением 3 В и емкостью 1300 мАч. Информацию о разрешенных к применению типах батарей см. в Перечне оборудования в разделе 6.5 Руководства по летной эксплуатации.

Резервная батарея установлена за главной приборной панелью на стороне второго пилота.

При выходе из строя всех других источников электропитания во время полета выключатель EMERGENCY (аварийный выключатель) в левой части главной приборной панели устанавливается в положение ON (вкл.) для использования резервной батареи. Батарея обеспечивает электропитание указателя пространственного положения (авиагоризонта) и приборов заливающего освещения на протяжении не менее 1 часа.

Страница намеренно оставлена пустой

Поиск и устранение неисправностей

1. Общие сведения

В следующей таблице перечисляются возможные неисправности системы аварийного электропитания. При обнаружении неисправности, указанной в столбце «Неисправность», определить ее причину в столбце «Возможная причина» и выполнить действия по устранению неисправности, описанные в столбце «Способ устранения».

Неисправность	Возможная причина	Способ устранения
Протекание элементов.	Истек срок службы элементов.	Заменить батарею. Тщательно очистить загрязненные детали.
Напряжение на задней стороне аварийного выключателя менее 30 В.	Истек срок службы элементов. Батарея использовалась. Неисправна проводка системы аварийного электропитания.	Заменить батарею. Заменить батарею. Заменить проводку системы аварийного электропитания.

Страница намеренно оставлена пустой

Порядок технического обслуживания

1. Общие сведения

В данном подразделе описывается порядок замены резервной батареи, а также проверки системы аварийного электропитания.

Монтажные схемы см. в разделе 92.

2. Демонтаж/установка резервной батареи

А. Демонтаж резервной батареи

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Снять крышку главной приборной панели.	См. подраздел 25-10.
(2)	Отсоединить электрический разъем батареи.	См. рисунок 1.
(3)	Снять микропроцессорный блок GEA 71 с монтажной стойки.	
(4)	Вывинтить и убрать два винта крепления батареи с гайками.	Удерживать батарею.
(5)	Снять батарею с самолета.	

ВНИМАНИЕ: ИСПОЛЬЗУЕТСЯ БАТАРЕЯ НЕПЕРЕЗАРЯЖАЕМОГО ТИПА. ЗАПРЕЩАЕТСЯ ЗАРЯЖАТЬ БАТАРЕЮ. ПОПЫТКА ЗАРЯДКИ БАТАРЕИ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ВЗРЫВУ ИЛИ УТЕЧКЕ ЭЛЕКТРОЛИТА.

ВНИМАНИЕ: СОБЛЮДАТЬ ПРАВИЛА УТИЛИЗАЦИИ БАТАРЕЙ (ДОПОЛНИТЕЛЬНУЮ ИНФОРМАЦИЮ МОЖНО УЗНАТЬ У ПРОДАВЦА БАТАРЕИ). В СОСТАВ БАТАРЕИ ВХОДЯТ ТОКСИЧНЫЕ ВЕЩЕСТВА, ВРЕДНЫЕ ДЛЯ ОКРУЖАЮЩЕЙ СРЕДЫ. ЗАПРЕЩАЕТСЯ УТИЛИЗИРОВАТЬ ИСПОЛЬЗОВАННЫЕ БАТАРЕИ С ОБЫЧНЫМ МУСОРОМ. НЕ БРОСАТЬ БАТАРЕИ В ОГОНЬ И НЕ РАЗБИРАТЬ ИХ.

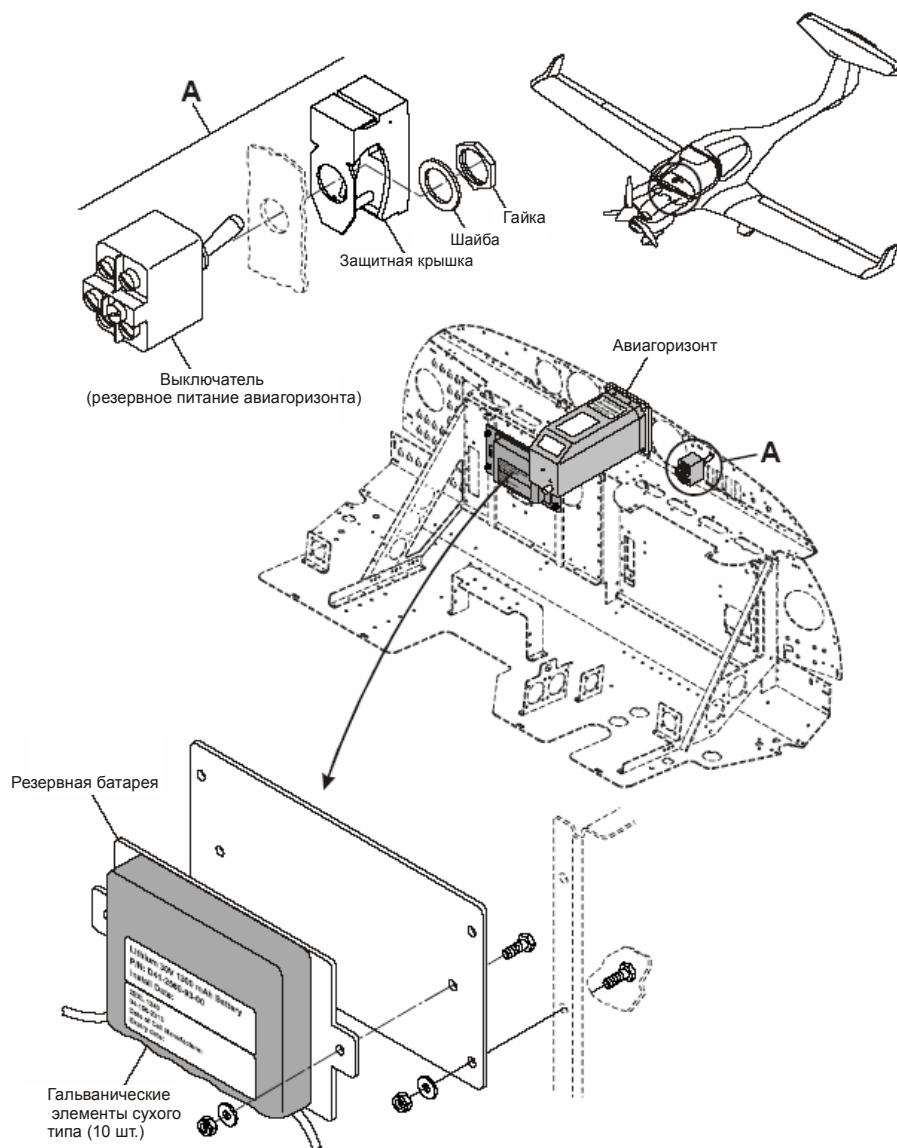


Рисунок 1. Резервная батарея

В. Установка батареи

ВНИМАНИЕ: ИСПОЛЬЗОВАТЬ ТОЛЬКО НОВЫЕ БАТАРЕИ. ИНФОРМАЦИЮ О РАЗРЕШЕННЫХ К ПРИМЕНЕНИЮ ТИПАХ БАТАРЕЙ СМ. В ПЕРЕЧНЕ ОБОРУДОВАНИЯ В РУКОВОДСТВЕ ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ, РАЗДЕЛ 6.5.

ВНИМАНИЕ: НЕ ДОПУСКАТЬ КОРОТКОГО ЗАМЫКАНИЯ КЛЕММ ГАЛЬВАНИЧЕСКИХ ЭЛЕМЕНТОВ БАТАРЕИ.

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Измерить напряжение батареи.	На электрическом разъеме. Если напряжение менее 30 В, батарея использовалась или неправильно установлен по крайней мере один элемент. Установить новую батарею.
(2)	Установить батарею на место в главной приборной панели на стороне второго пилота.	
(3)	Установить два винта крепления батареи и привинтить гайки.	
(4)	Присоединить электрический разъем батареи.	Соблюдать полярность.
(5)	Установить микропроцессорный блок GEA 71.	
(6)	Измерить напряжение на задней стороне выключателя EMERGENCY HORIZON (резервное питание авиагоризонта).	Если напряжение менее 30 В, вероятно неисправность проводки. Устранить неисправность проводки.
(7)	Установить крышку главной приборной панели.	См. подраздел 25-10.

Страница намеренно оставлена пустой

Подраздел 24-40

Система аэродромного питания

1. Общие сведения

Разъем аэродромного питания самолета DA 40 NG расположен с левой стороны фюзеляжа, рядом с релейной коробкой, и представляет собой стандартный разъем 28 В постоянного тока. При подключении аэродромного питания к разъему аэродромного питания поступает напряжение на реле аэродромного питания, и аэродромное питание подается в систему самолета.

2. Описание

Упрощенная принципиальная схема системы аэродромного питания показана на рисунке 1. Система аэродромного питания состоит из следующих элементов:

A. Разъем 28 В

Разъем аэродромного питания 28 В постоянного тока расположен с левой стороны фюзеляжа, рядом с релейной коробкой.

Разъем имеет 3 контакта:

- Большой отрицательный контакт.
- Большой положительный контакт.
- Малый положительный контакт.

Между электромагнитом реле аэродромного питания и малым положительным контактом включен диод, обеспечивающий защиту системы от обратной полярности.

B. Реле аэродромного питания

Реле аэродромного питания расположено в релейной коробке, установленной на шпангоуте крепления багажного отсека. Большой положительный контакт разъема соединяется кабелем большого сечения с входной клеммой реле. Большой отрицательный контакт разъема соединяется кабелем большого сечения с отрицательной клеммой главной аккумуляторной батареи.

Малый положительный контакт соединяется с электромагнитом реле аэродромного питания через диод.

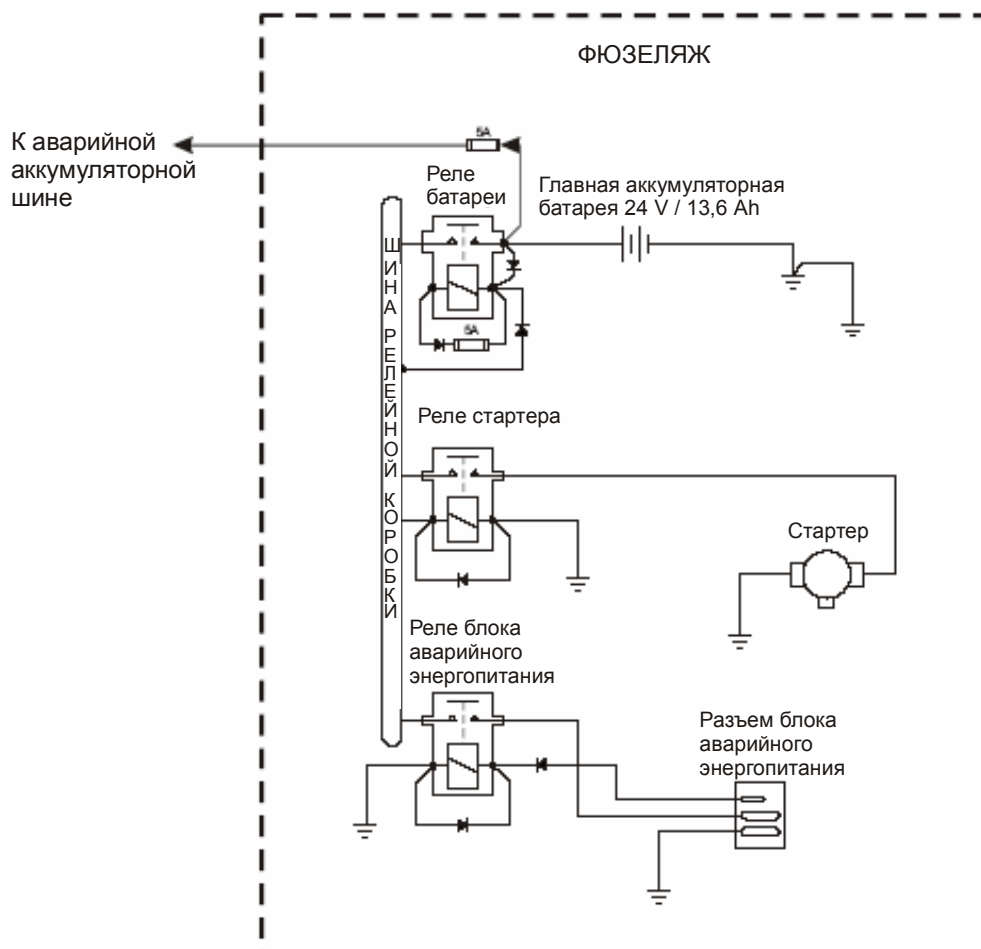


Рисунок 1. Принципиальная схема системы аэродромного питания

3. Принцип работы

При подключении источника питания 24 - 28 В постоянного тока к разъему аэродромного питания происходит следующее:

- Ток с малого положительного контакта поступает на электромагнит, который при этом замыкает контакты реле.
- Ток с большого положительного контакта поступает через реле аэродромного питания в аккумуляторную шину.
- Большой отрицательный контакт подключен к земле.

При подключении электропитания с неправильной полярностью подключения диод препятствует поступлению тока на электромагнит. Электромагнит не срабатывает и ток в шину через реле аэродромного питания не поступает.

Страница намеренно оставлена пустой

Поиск и устранение неисправностей

1. Общие сведения

В следующей таблице перечисляются возможные неисправности системы аэродромного питания. При обнаружении неисправности, указанной в столбце «Неисправность», определить ее причину в столбце «Возможная причина» и выполнить действия по устранению неисправности, описанные в столбце «Способ устранения».

Неисправность	Возможная причина	Способ устранения
Не подключается аэродромное питание.	Аэродромное питание отсутствует.	Убедиться, что вилка разъема аэродромного питания плотно установлена в гнездовую часть разъема. Убедиться в исправности источника аэродромного питания.
	Неисправно реле аэродромного питания.	Выполнить проверку реле аэродромного питания, при необходимости заменить реле аэродромного питания.

Страница намеренно оставлена пустой

Порядок технического обслуживания

1. Общие сведения

В данном подразделе описывается порядок демонтажа/установки реле аэродромного питания. Дополнительную информацию и сведения об обслуживании в условиях ремонтного предприятия см. в документации изготовителей соответствующих деталей и узлов.

2. Техника безопасности при работе с электросистемой

Самолет DA 40 NG оснащен низковольтной электросистемой постоянного тока. При правильном и своевременном техобслуживании соблюдение особых мер предосторожности не требуется. В цепях с низким сопротивлением возможно возникновение тока большой силы (например, при случайном замыкании положительной клеммы на землю гаечным ключом).

При работе с электрооборудованием необходимо всегда соблюдать общепринятые меры техники безопасности. К обслуживанию электросистемы самолета допускается только квалифицированный персонал.

ВНИМАНИЕ: ПЕРЕД ВЫПОЛНЕНИЕМ РАБОТ ПО ОБСЛУЖИВАНИЮ ЭЛЕКТРОСИСТЕМЫ ОТСОЕДИНИТЬ БАТАРЕЮ. ПРИ ОТСОЕДИНЕНИИ ПЕРВОЙ ОТСОЕДИНЯТЬ ОТРИЦАТЕЛЬНУЮ КЛЕММУ.

ВНИМАНИЕ: ПОСЛЕ ТЕХНИЧЕСКОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ ЭЛЕКТРОСИСТЕМЫ НЕОБХОДИМО ВЫПОЛНИТЬ ПРОВЕРКУ РАБОТЫ СИСТЕМЫ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ИСТОЧНИКА ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ НАПРЯЖЕНИЕМ 24 В, ОСНАЩЕННОГО ЗАЩИТОЙ ОТ ПЕРЕГРУЗКИ ПО ТОКУ. ПРОВЕРКУ ПРОВОДИТЬ ДО ПОДКЛЮЧЕНИЯ БАТАРЕИ К СИСТЕМЕ.

ВНИМАНИЕ: ПРИ ОБСЛУЖИВАНИИ САМОЛЕТА DA 40 NG ИСПОЛЬЗОВАТЬ ТОЛЬКО ЗАПАСНЫЕ ЧАСТИ, РЕКОМЕНДОВАННЫЕ ИЗГОТОВИТЕЛЕМ.

3. Демонтаж/установка реле аэродромного питания**А. Демонтаж реле аэродромного питания**

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Демонтировать дополнительный багажный отсек и багажный лоток.	См. подраздел 25-10.
(2)	Отсоединить батарею: <ul style="list-style-type: none">– Отсоединить от батареи отрицательный кабель.– Отсоединить от батареи положительный кабель.	
(3)	Отсоединить электрические кабели реле аэродромного питания от клеммной колодки.	
(4)	Вывинтить и убрать болты крепления реле аэродромного питания к шине и кабелям вместе с шайбами.	
(5)	Снять реле с самолета.	

В. Установка реле аэродромного питания

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Подвести реле к месту установки в релейной коробке и присоединить кабели управления к клеммной колодке.	Проверить полярность.
(2)	Присоединить кабель к реле аэродромного питания: <ul style="list-style-type: none">– Подвести кабель к месту подключения к реле аэродромного питания.– Установить на болты шайбы и ввинтить болты крепления кабеля к реле в пластину крепления реле, продев их через наконечник кабеля.	Монтажные схемы см. в разделе 92.
(3)	Присоединить к батарее положительный кабель.	Клемму батареи и наконечник кабеля покрыть электроизоляционным составом Dow Corning 4 (DC4).
(4)	Присоединить к батарее отрицательный кабель.	Клемму батареи и наконечник кабеля покрыть электроизоляционным составом Dow Corning 4 (DC4).
(5)	Установить багажный отсек и багажный лоток.	См. подраздел 25-10.

Страница намеренно оставлена пустой

Подраздел 24-60

Система распределения электропитания постоянного тока

1. Общие сведения

В данном подразделе описывается система распределения электропитания постоянного тока на другие системы. Система распределения электропитания постоянного тока состоит из следующих элементов:

- Основная шина.
- Шина релейной коробки.
- Шина блоков управления двигателем.
- Шина БРЭО.
- Шина основных потребителей.
- Аварийная аккумуляторная шина.
- Реле батареи.
- Реле питания.
- Главное реле БРЭО.
- Реле шины основных потребителей.
- Выключатели.
- Предохранители-размыкатели.
- Плавкие предохранители.

Принципиальная схема шин системы распределения электропитания показана на рисунке 1.

Схема главной приборной панели самолета с установленной системой Garmin G1000 показана на рисунке 3.

В данном подразделе приводится информация о поиске и устранении неисправностей и порядке технического обслуживания системы распределения электропитания. Полное описание и принцип работы системы см. в подразделе 24-00.

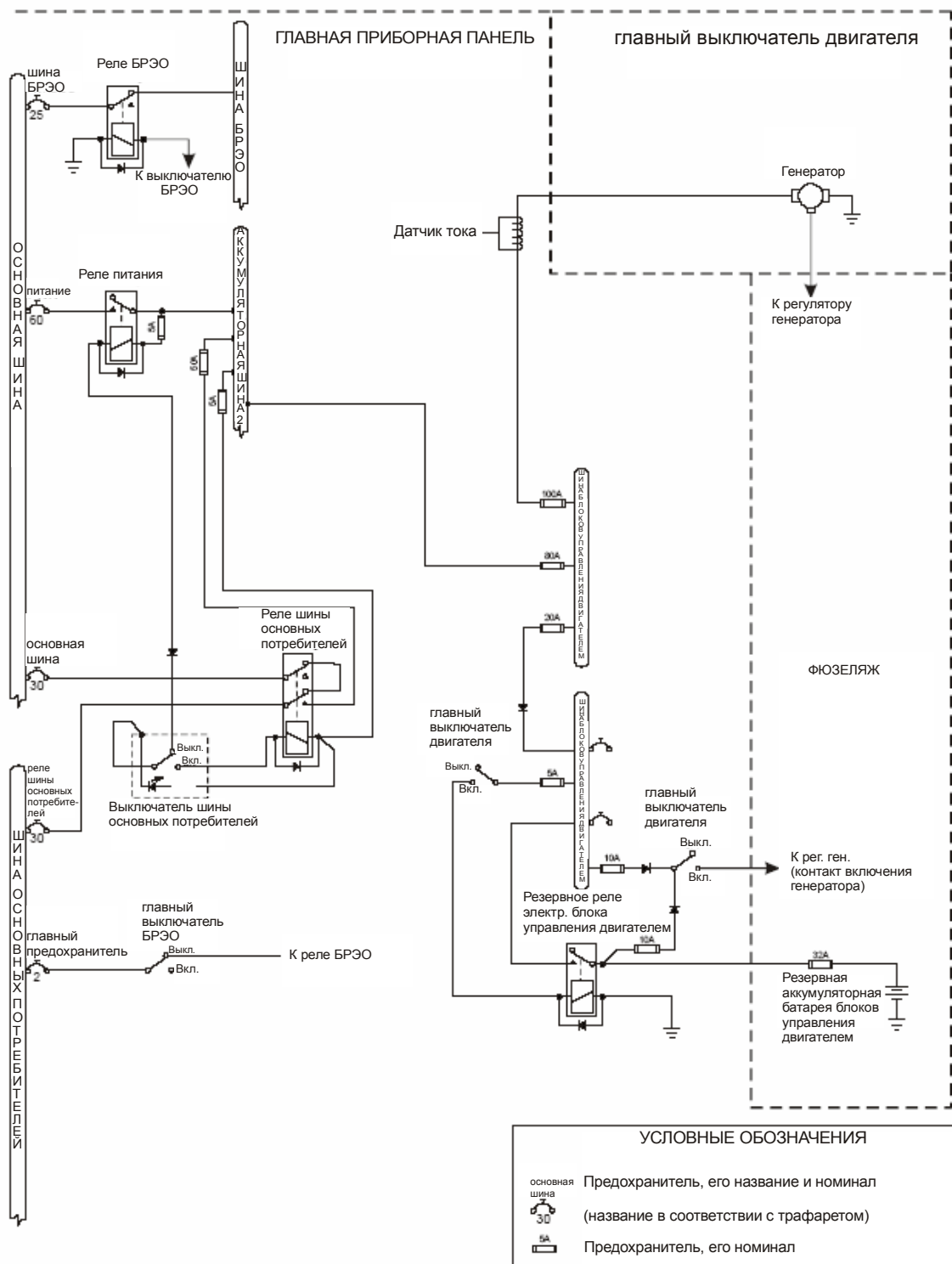


Рисунок 1. Принципиальная схема системы электрических шин

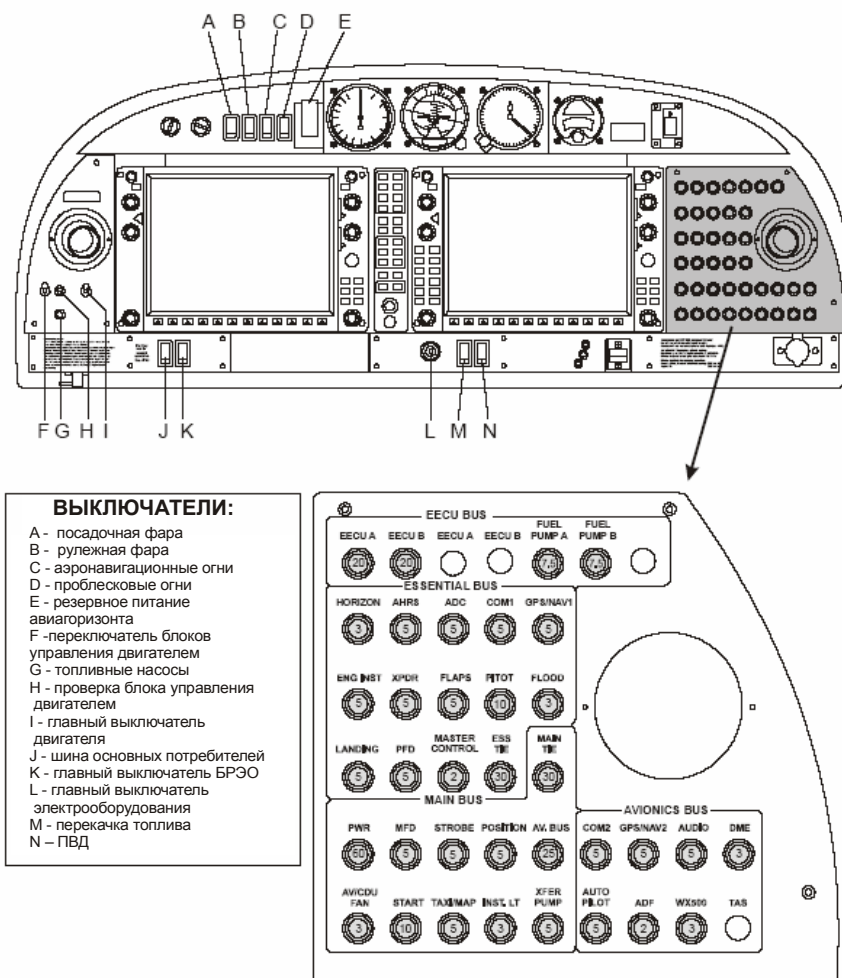


Рисунок 2. Электрические выключатели и предохранители

Страница намеренно оставлена пустой

Поиск и устранение неисправностей

1. Общие сведения

Необходимо убедиться в исправной работе генератора постоянного тока и наличии напряжения 28 В постоянного тока в основной шине. См. подраздел 24-32. Информацию о поиске и устранении неисправностей оборудования и систем см. в соответствующих разделах. Например, действия при отсутствии показаний давления масла см. в разделе 77 «Система индикации параметров двигателя». В следующей таблице перечисляются возможные неисправности системы распределения электропитания постоянного тока. При обнаружении неисправности, указанной в столбце «Неисправность», определить ее причину в столбце «Возможная причина» и выполнить действия по устранению неисправности, описанные в столбце «Способ устранения».

Неисправность	Возможная причина	Способ устранения
Напряжение 28 В постоянного тока имеется в основной шине, однако отсутствует в шине БРЭО.	<p>Выключатель AVIONIC MASTER (главный выключатель БРЭО) установлен в положение OFF (выкл.).</p> <p>Разомкнут предохранитель AV. BUS (шина БРЭО).</p> <p>Неисправно главное реле БРЭО.</p> <p>Обрыв кабелей, соединяющих основную шину с шиной БРЭО.</p>	<p>Установить выключатель AVIONIC MASTER (главный выключатель БРЭО) в положение ON (вкл.).</p> <p>Замкнуть предохранитель AV. BUS (шина БРЭО).</p> <p>Заменить главное реле БРЭО.</p> <p>Проверить кабели на обрыв. Монтажные схемы см. в разделе 92. Отремонтировать или заменить неисправные кабели.</p>
Напряжение 28 В постоянного тока имеется в основной шине, однако отсутствует в шине основных потребителей, когда выключатель шины основных потребителей установлен в положение OFF (выкл.).	<p>Разомкнут предохранитель MAIN TIE (основная шина).</p> <p>Разомкнут предохранитель ESS TIE (реле шины основных потребителей).</p> <p>Неисправно реле шины основных потребителей.</p> <p>Обрыв кабелей, соединяющих основную шину с реле шины основных потребителей и шиной основных потребителей.</p>	<p>Замкнуть предохранитель MAIN TIE (основная шина).</p> <p>Замкнуть предохранитель ESS TIE (реле шины основных потребителей).</p> <p>Заменить реле шины основных потребителей.</p> <p>Проверить кабели на обрыв. Монтажные схемы см. в разделе 92. Отремонтировать или заменить неисправные кабели.</p>

Неисправность	Возможная причина	Способ устранения
Напряжение 28 В постоянного тока имеется в аккумуляторной шине, однако отсутствует в основной шине, когда выключатель шины основных потребителей установлен в положение OFF (выкл.).	<p>Неисправно реле питания.</p> <p>Перегорел плавкий предохранитель реле питания номиналом 5 А.</p> <p>Обрыв кабелей, соединяющих аккумуляторную шину с реле питания и основной шиной.</p> <p>Обрыв кабелей, соединяющих катушку реле питания с выключателем шины основных потребителей.</p> <p>Неисправен выключатель ESSENTIAL BUS (выключатель шины основных потребителей).</p>	<p>Заменить реле питания.</p> <p>Заменить плавкий предохранитель реле питания.</p> <p>Проверить кабели на обрыв. Монтажные схемы см. в разделе 92.</p> <p>Отремонтировать или заменить неисправные кабели. Проверить кабели на обрыв. Монтажные схемы см. в разделе 92.</p> <p>Отремонтировать или заменить неисправные кабели. Заменить выключатель ESSENTIAL BUS (выключатель шины основных потребителей).</p>

Порядок технического обслуживания

1. Общие сведения

В данном подразделе описывается порядок демонтажа/установки элементов системы распределения электропитания постоянного тока. Дополнительную информацию и сведения об обслуживании в условиях ремонтного предприятия см. в документации изготовителей соответствующих деталей и узлов.

2. Техника безопасности при работе с электросистемой

Самолет DA 40 NG оснащен низковольтной электросистемой постоянного тока. При правильном и своевременном техобслуживании соблюдение особых мер предосторожности не требуется. В цепях с низким сопротивлением возможно возникновение тока большой силы (например, при случайном замыкании положительной клеммы на землю гаечным ключом).

При работе с электрооборудованием необходимо всегда соблюдать общепринятые меры техники безопасности. К обслуживанию электросистемы самолета допускается только квалифицированный персонал.

ВНИМАНИЕ: ПЕРЕД ВЫПОЛНЕНИЕМ РАБОТ ПО ОБСЛУЖИВАНИЮ ЭЛЕКТРОСИСТЕМЫ ОТСОЕДИНИТЬ БАТАРЕЮ. ПРИ ОТСОЕДИНЕНИИ ПЕРВОЙ ОТСОЕДИНЯТЬ ОТРИЦАТЕЛЬНУЮ КЛЕММУ.

ВНИМАНИЕ: ПОСЛЕ ТЕХНИЧЕСКОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ ЭЛЕКТРОСИСТЕМЫ НЕОБХОДИМО ВЫПОЛНИТЬ ПРОВЕРКУ РАБОТЫ СИСТЕМЫ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ИСТОЧНИКА ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ НАПРЯЖЕНИЕМ 24 В, ОСНАЩЕННОГО ЗАЩИТОЙ ОТ ПЕРЕГРУЗКИ ПО ТОКУ.

ВНИМАНИЕ: ПРИ ОБСЛУЖИВАНИИ САМОЛЕТА DA 40 NG ИСПОЛЬЗОВАТЬ ТОЛЬКО ЗАПАСНЫЕ ЧАСТИ, РЕКОМЕНДОВАННЫЕ ИЗГОТОВИТЕЛЕМ.

3. Демонтаж/установка главного реле БРЭО

А. Демонтаж главного реле БРЭО

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Отсоединить батарею для обслуживания.	См. подраздел 24-31.
(2)	Снять крышку главной приборной панели.	См. подраздел 25-10.
(3)	Отсоединить от реле электрические кабели.	
(4)	Вывинтить и убрать болты крепления реле к полке главной приборной панели.	
(5)	Снять реле с самолета.	

В. Установка главного реле БРЭО

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Установить реле на место на полке главной приборной панели.	
(2)	Установить и затянуть болты крепления реле к полке главной приборной панели.	
(3)	Присоединить к реле кабели.	Монтажные схемы см. в разделе 92.
(4)	Установить крышку главной приборной панели.	См. подраздел 25-10.
(5)	Подключить батарею.	См. подраздел 24-31. Подключать положительный кабель в первую очередь.
(6)	<p>Выполнить проверку реле:</p> <ul style="list-style-type: none"> – Установить выключатель ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования) в положение ON (вкл.). – Установить выключатель AVIONIC MASTER (главный выключатель БРЭО) в положение ON (вкл.). – Установить выключатель AVIONIC MASTER (главный выключатель БРЭО) в положение OFF (выкл.). – Установить выключатель ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования) в положение OFF (выкл.). 	Оборудование, подключенное к шине БРЭО, должно работать.

4. Снятие/установка предохранителя

A. Снятие предохранителя

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Демонтировать дополнительный багажный отсек и багажный лоток.	См. подраздел 25-10.
(2)	Отсоединить главную аккумуляторную батарею. <ul style="list-style-type: none"> – Отсоединить от батареи отрицательный кабель. – Отсоединить от батареи положительный кабель. 	См. подраздел 24-31.
(3)	Отсоединить резервную аккумуляторную батарею блоков управления двигателем: <ul style="list-style-type: none"> – Отсоединить от батареи отрицательный кабель. – Отсоединить от батареи положительный кабель. 	См. подраздел 24-31.
(4)	Снять крышку главной приборной панели.	См. подраздел 25-10.
(5)	Отвинтить и снять гайки крепления предохранителей к главной приборной панели вместе с шайбами.	Выполнить для всех предохранителей, которые подключены к соответствующей шине.
(6)	Вывинтить и убрать винт крепления предохранителя к медной шине.	
(7)	Отсоединить от предохранителя провода.	
(8)	Сдвинуть назад медную шину с остальными предохранителями.	
(9)	Снять предохранитель с главной приборной панели:	

В. Установка предохранителя

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Установить предохранитель на место в главной приборной панели.	
(2)	Сдвинуть вперед медную шину с остальными предохранителями.	
(3)	Присоединить к предохранителю провода.	Монтажные схемы см. в разделе 92.
(4)	Установить винт крепления предохранителя к медной шине.	
(5)	Установить гайки крепления предохранителей к главной приборной панели вместе с шайбами.	
(6)	Установить крышку главной приборной панели.	См. подраздел 25-10.
(7)	Подключить главную аккумуляторную батарею.	См. подраздел 24-31. Подключать положительный кабель в первую очередь.
(8)	Подключить резервную аккумуляторную батарею блоков управления двигателем.	См. подраздел 24-31. Подключать положительный кабель в первую очередь.
(9)	Установить дополнительный багажный отсек и багажный лоток.	См. подраздел 25-10.
(10)	Проверить работу предохранителя: <ul style="list-style-type: none"> – Установить выключатель ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования) в положение ON (вкл.). – Включить электросистему, защиту которой обеспечивает соответствующий предохранитель. – Вытянуть предохранитель. – Замкнуть предохранитель. – Установить выключатель ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования) в положение OFF (выкл.). 	Подать на систему полную нагрузку. Система должна выключиться. Убедиться, что электропитание на систему не подается.

5. Снятие/установка выключателя на главной приборной панели

Описанная процедура действительна для следующих выключателей:

- PITOT (ПВД).
- LANDING (посадочная фара), TAXI (рулежная фара), POSITION (аэронавигационные огни) и STROBE (проблесковые огни).
- ESS. BUS (шина основных потребителей).
- AVIONIC MASTER (главный выключатель БРЭО).
- FUEL TRANS « (перекачка топлива).

С. А. Снятие выключателя с главной приборной панели

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Демонтировать дополнительный багажный отсек и багажный лоток.	См. подраздел 25-10.
(2)	Отсоединить батарею: <ul style="list-style-type: none"> – Отсоединить от батареи отрицательный кабель. – Отсоединить от батареи положительный кабель. 	См. подраздел 24-31.
(3)	Снять крышку главной приборной панели.	См. подраздел 25-10.
(4)	Отсоединить электрические кабели выключателя, который необходимо снять.	
(5)	Снять выключатель с главной приборной панели: <ul style="list-style-type: none"> – Нажать на защелки по сторонам выключателя, чтобы отсоединить выключатель от главной приборной панели. – Сдвинуть выключатель назад через отверстие в главной приборной панели и снять его. 	Пальцами, сзади главной приборной панели.

В. Установка выключателя на главную приборную панель

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Нажав и удерживая защелки выключателя, установить выключатель на место в главной приборной панели.	С передней стороны главной приборной панели. Убедиться, что защелки вошли в зацепление с панелью и выключатель расположен правильно.
(2)	Присоединить к выключателю электропровода.	Монтажные схемы см. в разделе 92.
(3)	Установить крышку главной приборной панели.	См. подраздел 25-10.
(4)	Подключить главную аккумуляторную батарею.	См. подраздел 24-31. Подключать положительный кабель в первую очередь.
(5)	Установить дополнительный багажный отсек и багажный лоток.	См. подраздел 25-10.
(6)	Проверить работу выключателя: <ul style="list-style-type: none">– Установить выключатель ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования) в положение ON (вкл.).– Перевести установленный выключатель в положение ON (вкл.). Перевести установленный выключатель в положение OFF (выкл.).– Установить выключатель ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования) в положение OFF (выкл.).	Система должна работать исправно. Система должна выключиться.

6. Снятие/установка выключателя ENGINE MASTER (главный выключатель двигателя)

A. Снятие выключателя ENGINE MASTER (главный выключатель двигателя)

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Демонтировать дополнительный багажный отсек и багажный лоток.	См. подраздел 25-10.
(2)	Отсоединить батарею: <ul style="list-style-type: none"> – Отсоединить от батареи отрицательный кабель. – Отсоединить от батареи положительный кабель. 	См. подраздел 24-31.
(3)	Отсоединить резервную аккумуляторную батарею блоков управления двигателем: <ul style="list-style-type: none"> – Отсоединить от батареи отрицательный кабель. – Отсоединить от батареи положительный кабель. 	См. подраздел 24-31.
(4)	Снять крышку главной приборной панели.	См. подраздел 25-10.
(5)	Отвинтить и убрать гайку и шайбы крепления выключателя.	
(6)	Сдвинуть выключатель к противопожарной перегородке.	Для доступа к электропроводам выключателя.
(7)	Отсоединить электропровода от выключателя ENGINE MASTER (главный выключатель двигателя).	
(8)	Снять выключатель с главной приборной панели.	

В. Установка выключателя ENGINE MASTER (главный выключатель двигателя)

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Подвести выключатель к электропроводам.	
(2)	Присоединить к выключателю электропровода.	Монтажные схемы см. в разделе 92.
(3)	Установить выключатель на место в главной приборной панели, нажав на него.	
(4)	Установить на выключатель шайбу и гайку.	
(5)	Установить крышку главной приборной панели.	См. подраздел 25-10.
(6)	Подключить главную аккумуляторную батарею.	См. подраздел 24-31. Подключать положительный кабель в первую очередь.
(7)	Подключить резервную аккумуляторную батарею блоков управления двигателем.	См. подраздел 24-31. Подключать положительный кабель в первую очередь.
(8)	Установить дополнительный багажный отсек и багажный лоток.	См. подраздел 25-10.
(9)	Выполнить наземное опробование двигателя.	Все системы двигателя и генератор должны работать исправно.

РАЗДЕЛ 25

БЫТОВОЕ И АВАРИЙНО- СПАСАТЕЛЬНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

Страница намеренно оставлена пустой

СОДЕРЖАНИЕ

РАЗДЕЛ 25

БЫТОВОЕ И АВАРИЙНО-СПАСАТЕЛЬНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

1. Общие сведения	1
-------------------------	---

Подраздел 25-10

Кабина

1. Общие сведения	1
2. Описание и принцип работы	1

Порядок технического обслуживания

1. Общие сведения	201
2. Снятие/установка кресла пилота	201
3. Снятие/установка съемной панели на кресло пилота (при ее наличии)	203
4. Снятие/установка съемной панели пассажирского кресла (при ее наличии)	204
5. Снятие/установка съемной панели дополнительного багажного отсека	205
6. Демонтаж/установка дополнительного багажного отсека и багажного лотка	206
7. Снятие/установка пассажирского кресла	207
8. Демонтаж/установка привязного ремня	209
9. Снятие/установка крышки главной приборной панели	211
10. Чистка	212

Подраздел 25-60

Аварийно-спасательное оборудование

1. Общие сведения	1
2. Описание	1
3. Принцип работы	4

Поиск и устранение неисправностей

1. Общие сведения	101
-------------------------	-----

Порядок технического обслуживания

1. Общие сведения	201
2. Демонтаж/установка аварийного приводного передатчика	202
3. Функциональная проверка аварийного приводного передатчика	205
4. Замена батарей аварийного приводного передатчика	206
5. Демонтаж/установка дистанционного переключателя	209
6. Периодический осмотр аварийного приводного передатчика	210

Страница намеренно оставлена пустой

РАЗДЕЛ 25

БЫТОВОЕ И АВАРИЙНО-СПАСАТЕЛЬНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

1. Общие сведения

В данном разделе описывается бытовое и аварийно-спасательное оборудование кабины самолета. В подразделе 25-10 приводится описание панелей обшивки кабины, кресел первого и второго пилота, пассажирского кресла и привязных ремней. В подразделе 25-60 приводится описание аварийного приводного передатчика (ELT).

Примечание: Перечень оборудования, сертифицированного для установки на самолете DA 40 NG, приведен в разделе 6.5 Руководства по летной эксплуатации. Установка такого оборудования возможна и должна производиться в соответствии с Руководством по техническому обслуживанию самолета.

Для обозначения всего оборудования, не вошедшего в перечень в разделе 6.5 Руководства по летной эксплуатации, используется термин «Дополнительное оборудование». Установка Дополнительного оборудования является модификацией и должна осуществляться в соответствии с действующими национальными правилами или Эксплуатационным бюллетенем.

Страница намеренно оставлена пустой

Подраздел 25-10

Кабина

1. Общие сведения

Кабина самолета оснащена стационарными креслами для размещения двух пилотов и двух пассажиров. Каждое кресло оснащено привязным ремнем. Поверх обшивки фюзеляжа установлены стенные панели с тканевой обивкой. Пол кабины и багажного отсека покрыт ковриками. Карманы для карт расположены на панели рядом с каждым пилотом.

В конфигурации с дополнительным багажным отсеком (по отдельному заказу) имеется стандартный багажный отсек за задними креслами и дополнительный багажный отсек, который устанавливается на заднем шпангоуте.

Крышка главной приборной панели и центральная панель изготовлены из стеклопластика. Информацию об аварийном приводном передатчике (ELT) см. в подразделе 25-60.

2. Описание и принцип работы

А. Кресла пилотов

Установка кресла пилота показана на рисунке 1. Каждое кресло пилота отформовано из стеклопластика, углепластика и кевлара. Сзади к чашке кресла заклепками крепится металлическая пластина. Через чашку кресла и металлическую пластину проходят два болта, которыми крепятся поясные ремни. Эти болты также удерживают металлические анкерные пластины, которые крепятся к анкерным гайкам в большом вырезе в носовом главном шпангоуте.

Передняя часть чашки кресла изгибается вниз и доходит до задней стенки панели пола. Кресло с передней стороны крепится к панели пола двумя болтами с шайбами.

Чашка кресла из стеклопластика, углепластика и кевлара закрыта мягкой подушкой. Передняя часть подушки крепится к чашке кресла при помощи нажимных кнопок. К чашке кресла нажимными кнопками также крепится эластичный чехол. Через чехол проходит ручка управления самолетом. Верх чехла крепится к ручке управления лентой типа «липучка».

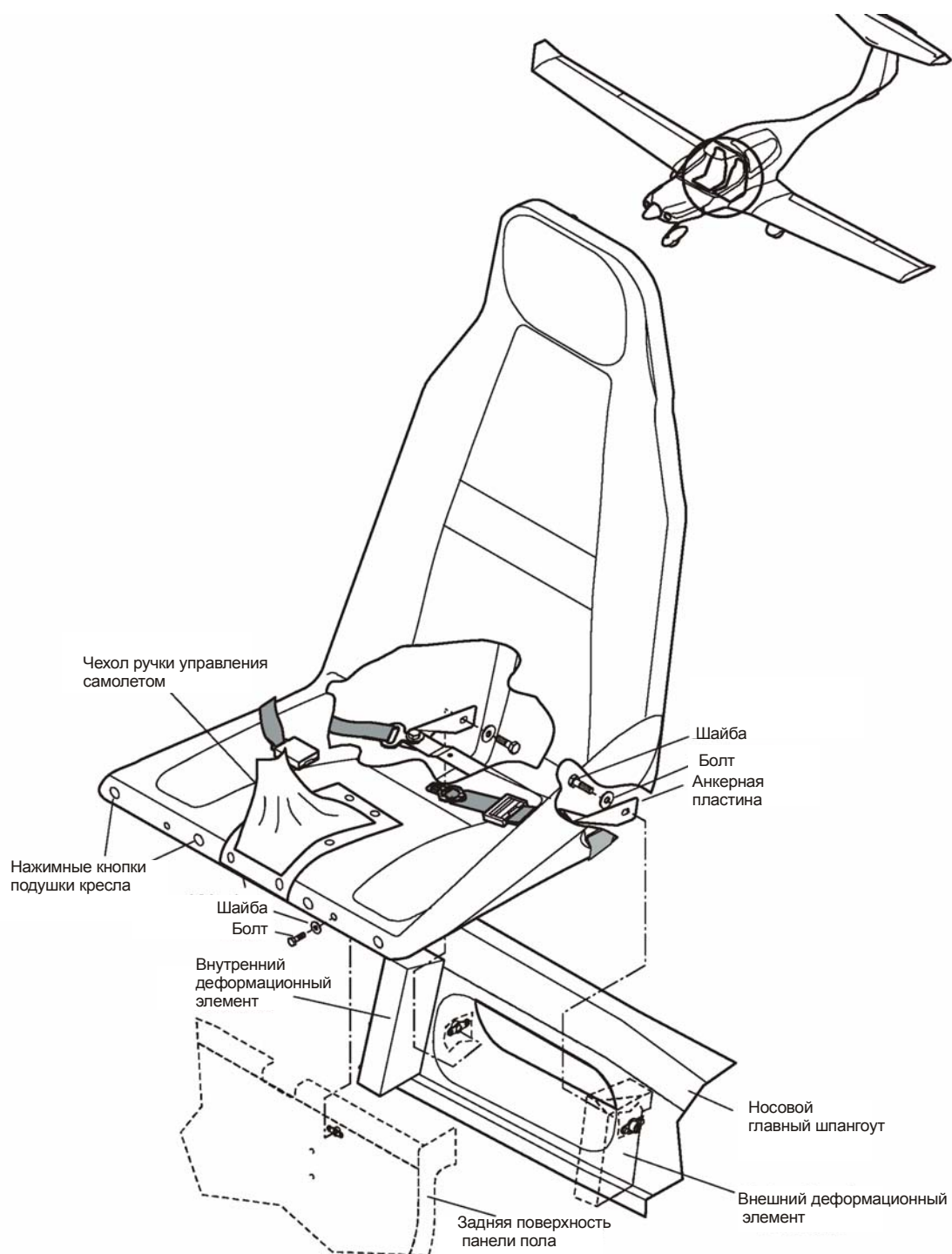


Рисунок 1. Установка кресла пилота

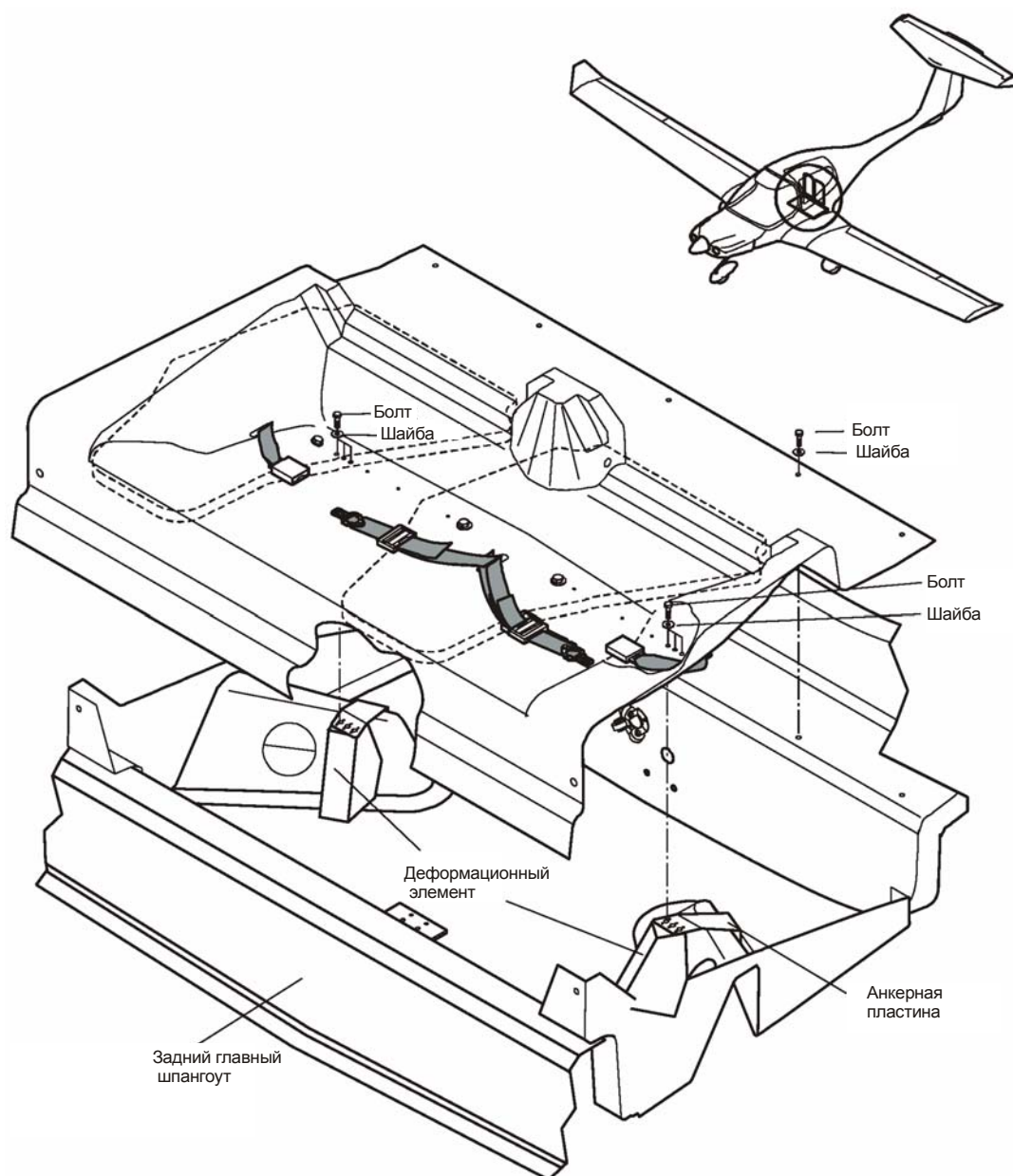


Рисунок 2. Установка пассажирского кресла

В. Пассажирское кресло

Установка пассажирского кресла показана на рисунке 2. Пассажирское кресло состоит из трех основных частей. Кресло имеет двойную чашку, которая занимает всю ширину кабины. Задняя часть чашки кресла одновременно является полом багажного отсека. Пассажирское кресло имеет две спинки, которые крепятся к чашке при помощи шарнирных узлов. Для фиксации спинки кресла в вертикальном положении используется защелка, расположенная с левой стороны спинки каждого кресла. Защелку можно поднять для складывания спинки вперед для доступа к заднему багажному отсеку.

Чашка кресла из стеклопластика, углепластика и кевлара закрыта мягкой подушкой. Передняя часть подушки крепится к чашке кресла при помощи нажимных кнопок. Спинки кресла также закрыты мягкими подушками.

Сзади к чашке кресла под каждой ее половиной заклепками крепится металлическая пластина. Через каждую половину чашки кресла и металлическую пластину проходят два болта, которыми крепятся поясные ремни. С каждой стороны чашки кресла через чашку и металлическую пластину проходят три болта с шайбами, которые крепятся анкерными гайками к металлическим анкерным пластинам. Анкерные пластины крепятся болтами к элементам конструкции фюзеляжа. Передняя часть чашки кресла крепится двумя болтами с шайбами к нервюрам на заднем главном шпангоуте. Задняя часть чашки кресла крепится к передней поверхности шпангоута крепления багажного отсека пятью болтами с шайбами.

С. Деформационные элементы

Каждое кресло опирается на деформационные элементы. Каждый деформационный элемент имеет многослойную конструкцию, состоящую из соединенных друг с другом слоев углепластикового композитного материала и специального жесткого пеноматериала. Деформационные элементы сжимаются при воздействии высоких нагрузок, возникающих при авиационных происшествиях, тем самым уменьшая опасность травмирования пилотов и пассажиров в случае авиационного происшествия.

Задняя часть каждого кресла пилота опирается на два деформационных элемента, которые расположены рядом с точками крепления привязных ремней, во внешнем направлении от них. Чашка пассажирского кресла опирается на два деформационных элемента, расположенные с каждой стороны под анкерными пластинами.

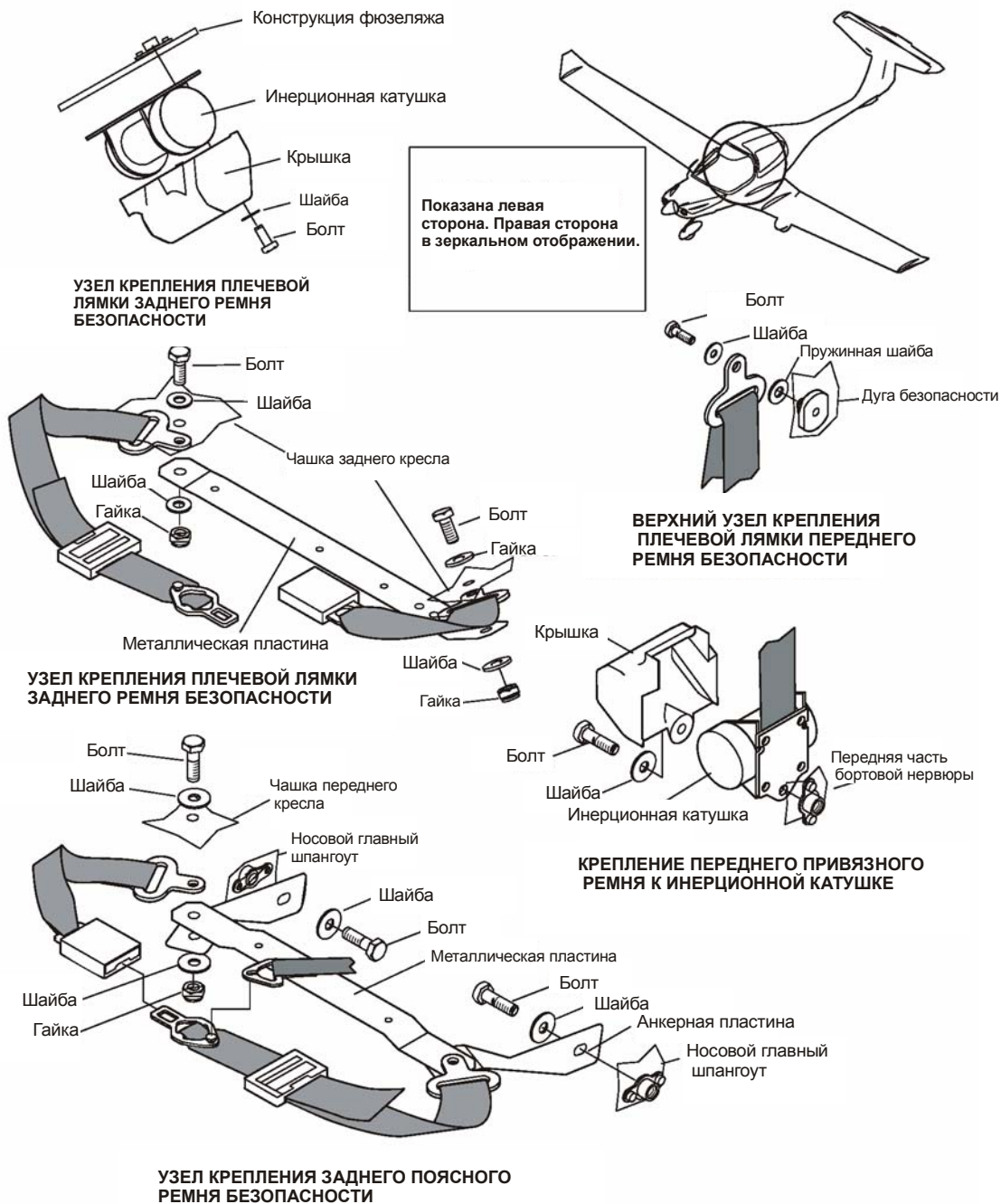


Рисунок 3. Установка привязных ремней

D. Привязные ремни

Установка привязных ремней показана на рисунке 3. Каждое кресло оснащено жестко фиксируемым поясным ремнем и плечевой лямкой, которая крепится к инерционной катушке. Поясной ремень имеет две лямки. Внешняя лямка оснащена регулятором, позволяющим натягивать ремень после застегивания, а также язычком, который вставляется в пряжку на внутренней лямке. Внутренняя лямка имеет фиксированную длину. На пряжке на внешней стороне лямки ремня имеется красная кнопка, которая используется для расстегивания ремня. Для застегивания ремня необходимо вставить язычок в пряжку.

Каждая лямка поясного ремня крепится к чашке кресла болтами с шайбами и самоконтрящимися гайками. Для снятия лямки поясного ремня необходимо демонтировать кресло.

Плечевая лямка крепится к инерционной катушке. Инерционная катушка оснащена замком, который реагирует на ускорение. В горизонтальном полете по прямой инерционная катушка позволяет плечевой лямке вытягиваться, преодолевая слабое сопротивление пружины. При ускорении самолета (например, в условиях турбулентности) замок препятствует вытягиванию плечевой лямки.

Инерционная катушка привязного ремня пилота расположена на стенке фюзеляжа за креслом пилота. Лямка ремня проходит через направляющую, которая крепится к дуге безопасности, расположенной чуть выше плеча пилота, и далее вниз к язычку на внешней лямке поясного ремня. Концевая пластина плечевой лямки зацепляется за шпильку на язычке.

Инерционная катушка привязного ремня заднего пассажира расположены выше пассажира, сзади от него, и крепится к внутренней поверхности верха фюзеляжа.

E. Стенные панели с тканевой обивкой

Стенные панели с тканевой обивкой крепятся к внутренней стороне обшивки фюзеляжа. В каждой передней панели имеется карман для карт.

F. Крышка главной приборной панели

Главная приборная панель закрыта сверху крышкой из стеклопластика. Крышка крепится к главной приборной панели винтами. В крышке главной приборной панели расположен коллектор системы оттаивания, который соединяется двумя шлангами с системой отопления кабины. Коллектор используется для подачи теплого воздуха на переднюю часть остекления фонаря для предотвращения его запотевания.

G. Центральная панель

Панель из стеклопластика проходит между задней стенкой панели пола и передней поверхностью носового главного шпангоута. Центральная панель закрывает механизм триммирования, а также пространство между креслами пилотов.

Н. Дополнительный багажный отсек и багажный лоток

Дополнительный багажный отсек и багажный лоток устанавливаются по дополнительному заказу.

Дополнительный багажный отсек имеет дверь, которую можно поднять, чтобы предотвратить смещение багажа назад, или опустить для перевозки длинных предметов. В полу дополнительного багажного отсека имеется съемная панель для доступа к хвостовой части фюзеляжа и ее осмотра.

В нижней части стандартного багажного отсека возможна установка багажного лотка. Крышка багажного лотка расположена на одном уровне с полом дополнительного багажного отсека, образуя ровную поверхность для размещения багажа. На крышке имеются элементы для крепления водила. Пространство под крышкой может использоваться для размещения мелких предметов, таких как стопор рулей и устройство измерения уровня топлива.

Страница намеренно оставлена пустой

Порядок технического обслуживания

1. Общие сведения

В данном подразделе описывается порядок снятия и установки кресел, привязных ремней и другого бытового оборудования. Информацию об аварийном приводном передатчике (ELT) см. в подразделе 25-60.

2. Снятие/установка кресла пилота

Примечание: Для выполнения некоторых работ по техническому обслуживанию, описанных в настоящем Руководстве, необходимо демонтировать переднее кресло. Тем не менее, если величина зазора под креслом позволяет получить необходимый доступ к расположенной под креслом системе, допускается проводить работу без снятия кресла, сняв только соответствующую съемную панель. См. п. 3.

А. Снятие кресла пилота

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Отсоединить верх чехла (ленту «липучка») от ручки управления самолетом.	См. рисунок 1.
(2)	Разъединить нажимные кнопки в передней части подушки кресла.	Сдвинуть подушку назад на расстояние, необходимое для доступа к болтам крепления кресла.
(3)	Вывинтить и убрать 2 болта крепления анкерных пластин к носовому главному шпангоуту вместе с шайбами.	Из пассажирского салона за креслом пилота.
(4)	Вывинтить и убрать 2 болта крепления передней части кресла к задней стенке панели пола вместе с шайбами.	
(5)	Отсоединить от кресла лямку поясного ремня.	
(6)	Поднять кресло вперед и вверх и убрать его из кабины.	Следить за тем, чтобы чехол ручки управления не зацепился за верх ручки управления.

В. Установка кресла пилота

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Осмотреть деформационные элементы. Проверить на наличие расслоения и деформации.	См. рисунок 1.
(2)	Убедиться в отсутствии под креслом посторонних предметов.	Например, инструмента.
(3)	Установить кресло на место так, чтобы анкерные пластины прошли в большое отверстие в носовом главном шпангоуте.	Следить за тем, чтобы чехол ручки управления не зацепился за верх ручки управления.
(4)	Установить и затянуть болты крепления кресла к панели пола вместе с шайбами.	Усилие затяжки: 6,4 Нм (4,7 фунт-с-фут).
(5)	Установить и затянуть болты крепления анкерных пластин к носовому главному шпангоуту вместе с шайбами.	Из пассажирского салона за креслом пилота. Усилие затяжки: 16 Нм (11,8 фунт-с-фут).
(6)	Защелкнуть нажимные кнопки, используемые для крепления подушки кресла.	
(7)	Прикрепить ленту «липучка» в верхней части чехла ручки управления самолетом.	Убедиться, что органы управления элеронами и рулем высоты свободно перемещаются во всем диапазоне хода.

3. Снятие/установка съемной панели на кресло пилота (при ее наличии)

А. Снятие съемной панели с кресла пилота

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Снять с кресла чехол.	
(2)	Вывинтить и убрать 12 (10) болтов крепления съемной панели к креслу.	
(3)	Снять съемную панель и убрать ее из самолета.	

В. Установка съемной панели на кресло пилота

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Установить съемную панель на кресло.	
(2)	Установить 12 (10) болтов крепления съемной панели к креслу.	
(3)	Надеть на кресло чехол.	

4. Снятие/установка съемной панели пассажирского кресла (при ее наличии)

А. Снятие съемной панели пассажирского кресла

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Снять с пассажирского кресла чехол.	
(2)	Вывинтить и убрать 12 болтов крепления съемной панели.	
(3)	Снять съемную панель.	

В. Установка съемной панели пассажирского кресла

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Установить съемную панель на пассажирское кресло.	
(2)	Установить 12 болтов крепления съемной панели.	
(3)	Надеть на пассажирское кресло чехол.	

5. Снятие/установка съемной панели дополнительного багажного отсека

А. Снятие съемной панели дополнительного багажного отсека

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Сложить спинки задних кресел вперед.	
(2)	Отогнуть ковровое покрытие дополнительного багажного отсека с каждой стороны для доступа к быстроразъемным замкам (открываются при повороте на 1/4 оборота).	Ковровое покрытие крепится при помощи ленты «липучка».
(3)	Убрать четыре быстроразъемных замка крепления съемной панели к дополнительному багажному отсеку.	
(4)	Открыть защелку фиксации крышки багажного лотка (если багажный лоток установлен).	
(5)	Снять съемную панель дополнительного багажного отсека.	

В. Установка съемной панели дополнительного багажного отсека

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Убедиться в отсутствии под съемной панелью посторонних предметов.	Например, инструмента.
(2)	Установить съемную панель на место в дополнительном багажном отсеке.	Убедиться, что защелка крышки багажного лотка вошла в багажный лоток (если он установлен).
(3)	Закрыть защелку фиксации крышки багажного лотка (если багажный лоток установлен).	
(4)	Закрыть четыре быстроразъемных замка крепления съемной панели к дополнительному багажному отсеку.	Закрыть защелку крышки багажного лотка (если багажный лоток установлен).
(5)	Закрепить ковровое покрытие дополнительного багажного отсека.	

6. Демонтаж/установка дополнительного багажного отсека и багажного лотка

А. Демонтаж дополнительного багажного отсека и багажного лотка

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Снять съемную панель.	См. п. 4А.
(2)	Ослабить 4 винта крепления передней части багажного лотка (если он установлен) к задним креслам.	
(3)	Ослабить 2 винта крепления задней части лотка (если он установлен) к шпангоуту крепления багажного отсека.	
(4)	Снять элементы обивки со шпангоута крепления багажного отсека.	Крепятся лентой «липучка».
(5)	Убрать четыре быстроразъемных замка крепления дополнительного багажного отсека к шпангоуту крепления багажного отсека.	
(6)	Снять дополнительный багажный отсек с самолета.	Не допускать повреждения элементов обивки.

В. Установка дополнительного багажного отсека и багажного лотка

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Убедиться в отсутствии под дополнительным багажным отсеком посторонних предметов.	Например, инструмента.
(2)	Установить дополнительный багажный отсек на место в шпангоуте крепления багажного отсека.	Не допускать повреждения элементов обивки.
(3)	Замкнуть четыре быстроразъемных замка крепления дополнительного багажного отсека к шпангоуту крепления багажного отсека.	
(4)	Установить элементы обивки шпангоута крепления багажного отсека.	Крепятся лентой «липучка».
(5)	Установить багажный лоток (при его наличии) на место на полу багажного отсека.	
(6)	Затянуть 4 винта крепления передней части багажного лотка к основанию задних кресел.	Усилие затяжки: 3,6 Нм (2,7 фунт-с-фут).
(7)	Затянуть 2 винта крепления задней части багажного лотка к шпангоуту крепления багажного отсека.	Усилие затяжки: 3,6 Нм (2,7 фунт-с-фут).
(8)	Установить съемную панель.	См. п. 4А.

7. Снятие/установка пассажирского кресла

А. Снятие пассажирского кресла

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Разъединить нажимные кнопки в передней части подушки кресла.	См. рисунок 2. Сдвинуть подушку назад на расстояние, необходимое для доступа к болтам крепления кресла.
(2)	Вывинтить и убрать 6 болтов крепления чашки кресла к анкерным пластинам вместе с шайбами.	
(3)	Вывинтить и убрать 2 болта крепления передней части чашки кресла к ребру в верхней части заднего главного шпангоута вместе с шайбами.	
(4)	Сложить спинки кресел вперед.	Поднять защелку с левой стороны спинки каждого кресла.
(5)	Вывинтить и убрать 5 болтов крепления задней части чашки кресла к шпангоуту крепления багажного отсека вместе с шайбами.	
(6)	Снять два узла крепления привязных ремней с центральной части кресла.	
(7)	Поднять кресло вперед и вверх и убрать его из кабины.	

В. Установка пассажирского кресла

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Осмотреть деформационные элементы. Проверить на наличие расслоения и деформации.	См. рисунок 2.
(2)	Убедиться в отсутствии под креслом посторонних предметов.	Например, инструмента.
(3)	Установить кресло со сложенными вперед спинками на место в фюзеляже.	Поднять защелку с левой стороны спинки каждого кресла.
(4)	Установить узел крепления привязных ремней в центральную часть кресла.	
(5)	Ввинтить 5 болтов крепления задней части чашки кресла к шпангоуту крепления багажного отсека вместе с шайбами.	Усилие затяжки: 6,4 Нм (4,7 фунт-с-фут).
(6)	Ввинтить 6 болтов крепления чашки кресла к анкерным пластинам вместе с шайбами.	Усилие затяжки: 16 Нм (11,8 фунт-с-фут).
(7)	Ввинтить 2 болта крепления передней части чашки кресла к ребру в верхней части заднего главного шпангоута вместе с шайбами.	Усилие затяжки: 6,4 Нм (4,7 фунт-с-фут).
(8)	Защелкнуть нажимные кнопки, используемые для крепления подушки кресла.	

8. Демонтаж/установка привязного ремня

Описанная процедура действительна для привязных ремней кресел пилотов и пассажирского кресла.

А. Демонтаж привязного ремня

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Снять кресло.	См. п. 2 или 3.
(2)	Отвинтить и убрать самоконтрящиеся гайки, шайбы и болты крепления лямок к креслу.	См. рисунок 3. Только для кресел пилотов: – Заметить положение анкерных пластин, которые также крепятся этими болтами.
(3)	Продеть лямки через отверстия в чашке кресла и снять их.	
(4)	Вывинтить болт крепления инерционной катушки и ее крышки к элементам конструкции вместе с шайбой.	
(5)	Вывинтить болт крепления направляющей к дуге безопасности вместе с плоской шайбой и пружинной шайбой.	Только для кресел пилотов: – Заметить положение шайб.
(6)	Снять плечевую лямку.	

В. Установка привязного ремня

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Установить болт крепления инерционной катушки с крышкой к элементам конструкции вместе с шайбой.	См. рисунок 3.
(2)	Установить болт крепления направляющей к дуге безопасности вместе с плоской шайбой и пружинной шайбой.	Только для кресел пилотов.
(3)	Продеть лямки поясного ремня сквозь отверстия в чашке кресла.	Пряжка должна располагаться с внутренней стороны кресел пилотов (передние кресла) и с внешней стороны пассажирского кресла (заднее кресло).
(4)	Продеть лямки поясного ремня между чашкой кресла и металлической пластиной. Вставить болты с шайбами с верхней стороны чашки кресла.	
(5)	Установить анкерные пластины на болты.	Только для кресел пилотов.
(6)	Установить на болты шайбы и навинтить самоконтрящиеся гайки.	Усилие затяжки: 16 Нм (11,8 фунт-с-фут).
(7)	Установить кресло.	См. п. 2 или 3.

9. Снятие/установка крышки главной приборной панели

А. Снятие крышки главной приборной панели

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Вывинтить и убрать винты крепления крышки главной приборной панели к главной приборной панели и фюзеляжу.	
(2)	Поднять крышку для получения доступа к гибким шлангам.	
(3)	Ослабить хомуты шлангов системы оттаивания. Снять шланги с крышки.	
(4)	Поднять крышку и снять ее.	

В. Установка крышки главной приборной панели

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Убедиться в отсутствии посторонних предметов между противопожарной перегородкой и главной приборной панелью.	Например, инструмента.
(2)	Установить крышку главной приборной панели на место над главной приборной панелью.	
(3)	Закрепить на крышке шланги системы оттаивания.	
(4)	Затянуть хомуты шлангов системы оттаивания.	
(5)	Опустив крышку, установить ее на место на главную приборную панель.	
(6)	Установить винты крепления.	

10. Чистка

А. Кресла

Подушки кресла изготовлены из огнестойкого материала. Для чистки подушек пользоваться пылесосом. Пятна удалять мягким мыльным раствором. После чистки обеспечить хорошую вентиляцию для полного высыхания поверхностей.

В. Привязные ремни

Привязные ремни чистить мягким мыльным раствором.

Подраздел 25-60

Аварийно-спасательное оборудование

1. Общие сведения

В данном подразделе приводится описание аварийного приводного передатчика (ELT) Artex ME 406 (устанавливается по дополнительному заказу), а также дистанционного переключателя аварийного приводного передатчика Artex ME 406. Дополнительную информацию можно найти в руководстве по эксплуатации (документация изготовителя оборудования).

2. Описание

А. Аварийный приводной передатчик

(1) Положение

Аварийный приводной передатчик ME 406 расположен в хвостовой части фюзеляжа, под задним багажным отсеком. Аварийный приводной передатчик ME 406 крепится лентой «липучка», прикрепленной к монтажному кронштейну. Антенна аварийного приводного передатчика установлена на кронштейне в хвостовой части фюзеляжа, над аварийным приводным передатчиком. Дистанционный переключатель аварийного приводного передатчика установлен на главной приборной панели с правой стороны.

(2) Передача сигнала

Аварийный приводной передатчик ME 406 в случае катастрофы передает сигналы в автоматическом режиме на аварийных частотах 121,5 и 406,028 МГц. Каждые 50 секунд передатчик передает сигнал на частоте 406,028 МГц для спутника. Сигнал для спутника содержит серийный номер аварийного приводного передатчика или регистрационный номер самолета, код страны и уникальный идентификационный код. Спутник позволяет аварийным службам более точно определить положение самолета.

(3) Функциональная проверка

Необходимо регулярно проводить функциональную проверку работы передатчика (см. пункт «Порядок технического обслуживания» в этом подразделе).

В. Батареи аварийного приводного передатчика

Аварийный приводной передатчик имеет собственный блок батарей электропитания. При работе аварийного приводного передатчика в режиме передачи батареи обеспечивают работу передатчика до полной разрядки батарей на частоте 121,5 МГц и до 24 ч на частоте 406,028 МГц.

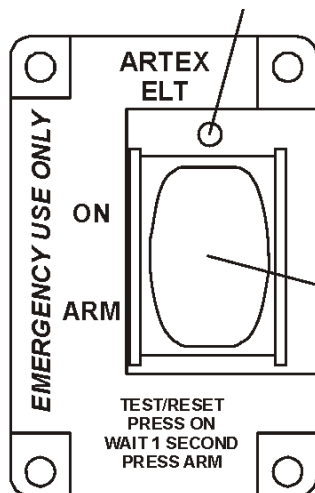
Необходимо регулярно проверять срок годности блока батарей, указанный на идентификационной табличке передатчика. Блок батарей необходимо заменять в следующих случаях:

- После использования в экстренной ситуации.
- После случайного включения передатчика и его работы в течение не установленного времени.
- По истечении 1 ч общего времени работы (при проверках).
- По истечении срока годности блока батарей.

Необходимо регулярно проводить функциональную проверку работы передатчика. См. пункт «Порядок технического обслуживания» в данном подразделе.

Выключатель на панели

Светодиодный индикатор

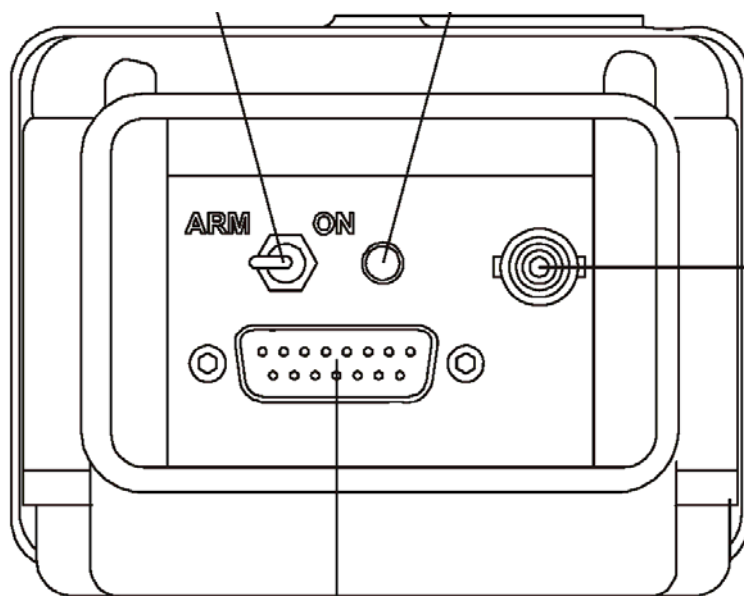


Дистанционный переключатель

Блок аварийного приводного передатчика (вид спереди)

Главный выключатель

Светодиодный индикатор



Разъем антенны

Электрический разъем

Рисунок 1. Аварийный приводной передатчик Artex ME 406

3. Принцип работы

А. Аварийный приводной передатчик

Переключатель аварийного приводного передатчика имеет два положения:

- ON (вкл.)
- OFF (выкл.)/ARM (рабочий режим)

Положение ON (вкл.) используется при проверке работы передатчика на земле. При выполнении полетов переключатель должен находиться в положении ARM (рабочий режим).

(1) Работа в аварийной ситуации

В случае катастрофы удар самолета воспринимается акселерометром, который переключает передатчик в режим ON (вкл.). Передатчик передает сигнал на международной частоте передачи сигнала бедствия, а также на частоте 406,028 МГц. Батарея обеспечивает питание передатчика в течение не менее 50 часов.

(2) Проверка работы

При установке дистанционного переключателя передатчика в положение ON (вкл.) происходит следующее:

- Мигают светодиоды переключателя и блока аварийного приводного передатчика.
- После настройки радиоприемника на частоту 121,5 МГц слышен звуковой сигнал с качающейся частотой, передаваемый передатчиком.

В. Дистанционный переключатель

Дистанционный переключатель расположен с правой стороны главной приборной панели и оснащен красным светодиодом индикации включения аварийного приводного передатчика. При установке переключателя в положение ON (вкл.) выполняется проверка работы аварийного приводного передатчика. При возврате переключателя в положение ARM (рабочий режим) проверка работы аварийного приводного передатчика прекращается. Во время проверки красный светодиод мигает. При обнаружении неисправности светодиод после первого импульса длительностью 1 секунда выдает определенную кодовую последовательность.

Поиск и устранение неисправностей

1. Общие сведения

При обнаружении неисправности, указанной в столбце «Неисправность», выполнить действия по ее устранению, описанные в столбце 3.

Неисправность	Возможная причина	Способ устранения
Аварийный приводной передатчик при проверке не работает.	Разряжены батареи аварийного приводного передатчика. Неисправен аварийный приводной передатчик.	Заменить батареи аварийного приводного передатчика. Если батареи аварийного приводного передатчика исправны, заменить аварийный приводной передатчик.

Страница намеренно оставлена пустой

Порядок технического обслуживания

1. Общие сведения

В данном подразделе описывается порядок демонтажа и установки аварийного приводного передатчика и дистанционного переключателя; проверки работы аварийного приводного передатчика без его демонтажа с самолета; а также замены батарей аварийного приводного передатчика. В данном подразделе приводится также информация о регламентном обслуживании аварийного приводного передатчика, необходимом для обеспечения его исправной работы.

Дополнительную информацию можно найти в руководстве по эксплуатации аварийного приводного передатчика (документация изготовителя оборудования).

2. Демонтаж/установка аварийного приводного передатчика**А. Демонтаж аварийного приводного передатчика**

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Снять панель обивки/крышку с передней стороны шпангоута крепления багажного отсека.	Сложить спинки задних пассажирских кресел вперед.
(2)	Ослабить винты с накатанной головкой на торцевой крышке передатчика. Снять торцевую крышку блока аварийного приводного передатчика, потянув ее. Сдвинуть верхнюю защитную крышку передатчика вверх и назад и снять ее с передатчика.	
(3)	Отсоединить коаксиальный кабель антенны от аварийного приводного передатчика (разъем типа BNC), отсоединить все другие кабели.	На аварийном приводном передатчике.
(4)	Разъединить ленту «липучка», которая служит для крепления аварийного приводного передатчика к монтажному лотку, и снять аварийный приводной передатчик.	
ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: ПРИ СНЯТИИ АВАРИЙНОГО ПРИВОДНОГО ПЕРЕДАТЧИКА С САМОЛЕТА, С КОТОРЫМ ОН БЫЛ ПЕРВОНАЧАЛЬНО ЗАРЕГИСТРИРОВАН, И ЕГО УСТАНОВКЕ НА ДРУГОЙ САМОЛЕТ НЕОБХОДИМО ПЕРЕРЕГИСТРИРОВАТЬ АВАРИЙНЫЙ ПРИВОДНОЙ ПЕРЕДАТЧИК И ИЗМЕНИТЬ ИНФОРМАЦИЮ НА ЭТИКЕТКЕ, УКАЗАВ НА НЕЙ НОВЫЕ ПАРАМЕТРЫ ПРОГРАММИРОВАНИЯ И (ИЛИ) НОВУЮ СТРАНУ РЕГИСТРАЦИИ.		

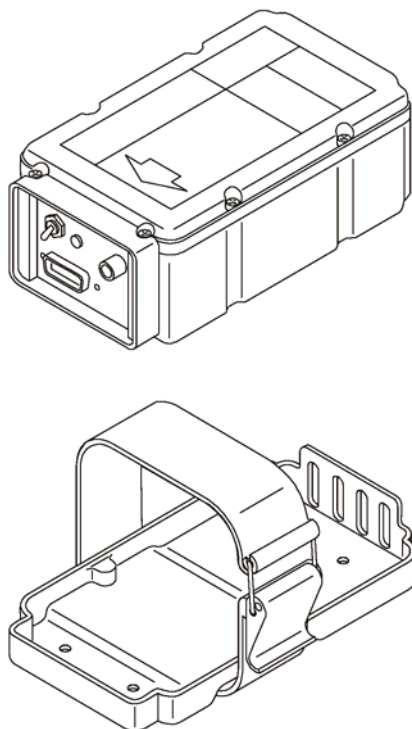


Рисунок 2. Установка аварийного приводного передатчика Artex ME 406

В. Установка аварийного приводного передатчика

	Операции	Примечания/Ссылки
	ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: ПРИ СНЯТИИ АВАРИЙНОГО ПРИВОДНОГО ПЕРЕДАТЧИКА С САМОЛЕТА, С КОТОРЫМ ОН БЫЛ ПЕРВОНАЧАЛЬНО ЗАРЕГИСТРИРОВАН, И ЕГО УСТАНОВКЕ НА ДРУГОЙ САМОЛЕТ НЕОБХОДИМО ПЕРЕРЕГИСТРИРОВАТЬ АВАРИЙНЫЙ ПРИВОДНОЙ ПЕРЕДАТЧИК И ИЗМЕНИТЬ ИНФОРМАЦИЮ НА ЭТИКЕТКЕ, УКАЗАВ НА НЕЙ НОВЫЕ ПАРАМЕТРЫ ПРОГРАММИРОВАНИЯ И (ИЛИ) НОВУЮ СТРАНУ РЕГИСТРАЦИИ.	
(1)	Установить аварийный приводной передатчик на место в монтажном лотке.	Под углом, чтобы защелки на конце аварийного приводного передатчика, противоположном направлению полета (показано стрелкой на корпусе передатчика), вошли в зацепление с пазами в монтажном лотке.
(2)	Затянуть ленты «липучка», используемые для крепления аварийного приводного передатчика.	
(3)	Продеть коаксиальный кабель через отверстие в торцевой крышке и подключить его к аварийному приводному передатчику. Установить верхнюю крышку на блок аварийного приводного передатчика. Установить торцевую крышку с разъемом на аварийный приводной передатчик и надежно затянуть винты с накатанной головкой.	При установке крышки на сторону разъемов передатчика убедиться, что защелки аварийного приводного передатчика вошли в зацепление с пазами крышки.
(4)	Выполнить проверку работы аварийного приводного передатчика.	См. п. 3.
(5)	Установить панель обивки/крышку на переднюю сторону шпангоута крепления багажного отсека.	

3. Функциональная проверка аварийного приводного передатчика

Примечание: Данная проверка проводится только в течение первых 5 минут каждого часа. Если самолет находится на аэродроме с аэродромным диспетчерским пунктом (АДП) или другим пунктом контроля, необходимо поставить персонал пункта в известность о предстоящей проверке.

Примечание: При техническом обслуживании в соответствии с требованиями авиационных правил FAR 91 (самолеты, зарегистрированные в США) необходимо провести дополнительную функциональную проверку аварийного приводного передатчика. Дополнительную информацию см. в информационном письме FAA Action Notice 8150.3.

ВНИМАНИЕ: ПРОДОЛЖИТЕЛЬНОСТЬ ПРОВЕРКИ РАБОТЫ АВАРИЙНОГО ПРИВОДНОГО ПЕРЕДАТЧИКА НЕ ДОЛЖНА ПРЕВЫШАТЬ 5 СЕКУНД ПРИ ПРОВЕРКЕ ПРИБЛИЗИТЕЛЬНО ЧЕРЕЗ 47 СЕКУНД ПОСЛЕ ВКЛЮЧЕНИЯ АВАРИЙНЫЙ ПРИВОДНОЙ ПЕРЕДАТЧИК ПЕРЕДАЕТ СИГНАЛ НА ЧАСТОТЕ 406,025 МГц. СПУТНИКОВАЯ СИСТЕМА СЧИТАЕТ ЭТОТ СИГНАЛ ФАКТИЧЕСКИМ СИГНАЛОМ БЕДСТВИЯ.

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Установить выключатель ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования) в положение ON (вкл.).	
(2)	Установить выключатель AVIONIC MASTER (главный выключатель БРЭО) в положение ON (вкл.).	
(3)	Переключить радиоприемник на частоту 121,5 МГц.	
(4)	Установить дистанционный переключатель в положение ON (вкл.).	
(5)	Проконтролировать прием радиоприемником 3 сигналов аварийного приводного передатчика с качающейся частотой.	
(6)	Установить дистанционный переключатель в положение ARM (рабочий режим).	При установке переключателя в положение ARM (рабочий режим) (OFF (выкл.)) обратить особое внимание на светодиодный индикатор. При обнаружении неисправности светодиод после первого импульса длительностью 1 с выдает определенную кодовую последовательность. Информацию о кодовых последовательностях можно найти в руководстве по эксплуатации аварийного приводного передатчика (документация изготовителя оборудования).
(7)	Установить выключатель AVIONIC MASTER (главный выключатель БРЭО) в положение OFF (выкл.).	
(8)	Установить выключатель ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования) в положение OFF (выкл.).	

4. Замена батарей аварийного приводного передатчика

Использовать только блок батарей, поставляемый изготовителем оборудования.

Примечание: В блоке батарей имеются детали, чувствительные к статическому электричеству. Перед выполнением работ с блоком батарей принять меры для снятия статического электричества.

Примечание: Блок батарей подключается к аварийному приводному передатчику коротким электрическим кабелем. Необходимо не допускать натяжения этого кабеля при снятии блока батарей с аварийного приводного передатчика.

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Снять аварийный приводной передатчик с монтажного лотка.	См. п. 2.
(2)	Снять блок батарей: <ul style="list-style-type: none">– Вывинтить восемь винтов из крышки со стороны батареи.– Осторожно снять блок батарей и оставить его рядом с аварийным приводным передатчиком.– Отсоединить жгут проводов.– Убрать блок батарей от аварийного приводного передатчика.	См. рисунок 3. Удерживать рукой блок батарей на аварийном приводном передатчике, не допуская его отделения от передатчика.
(3)	Выполнить визуальный осмотр нижней стороны аварийного приводного передатчика (сторона блока батарей). Особое внимание обратить на отсутствие коррозии и прочих повреждений корпуса аварийного приводного передатчика.	
(4)	Подготовить к установке новый блок батарей.	
(5)	Положить блок батарей на рабочую поверхность батареями вверх.	
(6)	Установить сменное уплотнение.	В паз по периметру корпуса.
(7)	Установить аварийный приводной передатчик поверх блока батарей и подключить его разъем к разъему блока батарей.	Убедиться, что кабель не перекручен и разъем подключен правильно.
(8)	Установить аварийный приводной передатчик на батарею.	Убедиться, что уплотнение установлено правильно.
(9)	Ввинтить восемь винтов крепления блока батарей к аварийному приводному передатчику.	

	Операции	Примечания/Ссылки
(10)	Установить аварийный приводной передатчик в монтажный лоток и приклеить сменную этикетку срока годности блока батарей к верху защитной крышку аварийного приводного передатчика в хорошо заметном месте.	См. п. 2.
(11)	Записать дату замены блока батарей аварийного приводного передатчика в формуляр самолета.	
(12)	Выполнить функциональную проверку аварийного приводного передатчика.	См. п. 3.

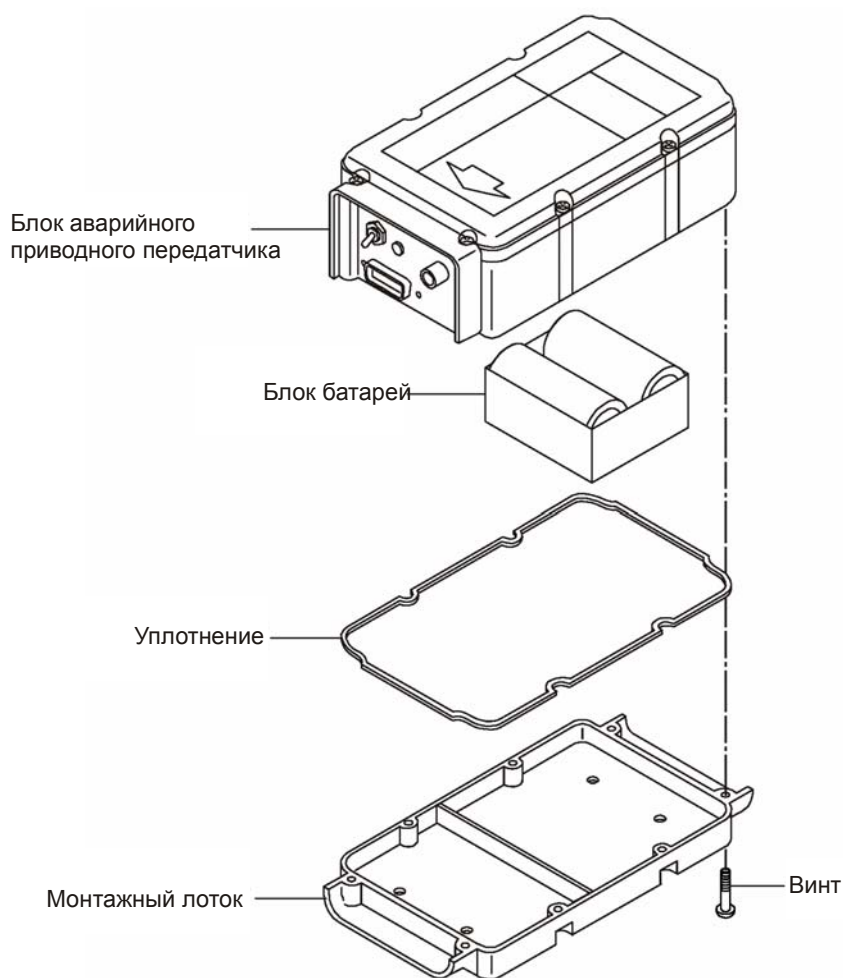


Рисунок 3. Установка блока батарей

5. Демонтаж/установка дистанционного переключателя

А. Демонтаж дистанционного переключателя

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Снять крышку главной приборной панели.	См. подраздел 25-10.
(2)	Отсоединить электрический кабель с задней стороны дистанционного переключателя.	Линейный разъем.
(3)	Вывинтить и убрать 4 винта крепления дистанционного переключателя к главной приборной панели.	
(4)	Сдвинуть дистанционный переключатель вперед и снять его.	

В. Установка дистанционного переключателя

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Установить дистанционный переключатель на место в главной приборной панели.	
(2)	Установить и затянуть 4 винта крепления дистанционного переключателя к главной приборной панели.	
(3)	Подключить электрический кабель к задней стороне дистанционного переключателя.	Линейный разъем.
(4)	Установить крышку главной приборной панели.	См. подраздел 25-10.
(5)	Выполнить функциональную проверку системы аварийного приводного передатчика.	См. п. 3.

6. Периодический осмотр аварийного приводного передатчика

Для обеспечения исправной работы аварийного приводного передатчика необходимо не реже чем раз в 12 месяцев проводить его осмотр.

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Осмотреть аварийный приводной передатчик и монтажный лоток аварийного приводного передатчика. Проверить: <ul style="list-style-type: none">– Плотность затяжки крепежных деталей.– Надежность крепления всех механических узлов.	
(2)	Осмотреть коаксиальный кабель от аварийного приводного передатчика до антенны. Проверить на наличие следующих признаков: <ul style="list-style-type: none">– Порезы и истирание внешней оболочки коаксиального кабеля.	
(3)	Отсоединить коаксиальный кабель от антенны и аварийного приводного передатчика. Осмотреть разъемы на обоих концах коаксиального кабеля, антенну и аварийный приводной передатчик на предмет коррозии и повреждений. Присоединить коаксиальный кабель.	
(4)	Осмотреть кабель, соединяющий дистанционный переключатель с аварийным приводным передатчиком. Проверить на наличие следующих признаков: <ul style="list-style-type: none">– Порезы и истирание внешней оболочки кабеля.	
(5)	Проверить срок годности батареи, при необходимости заменить батарею.	См. п. 4.

РАЗДЕЛ 26

СИСТЕМА ПРОТИВОПОЖАРНОЙ ЗАЩИТЫ

Страница намеренно оставлена пустой

СОДЕРЖАНИЕ

РАЗДЕЛ 26

СИСТЕМА ПРОТИВОПОЖАРНОЙ ЗАЩИТЫ. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

1.	Общие сведения	1
2.	Описание	1

Страница намеренно оставлена пустой

РАЗДЕЛ 26

СИСТЕМА ПРОТИВОПОЖАРНОЙ ЗАЩИТЫ. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

1. Общие сведения

В данном разделе приводится только описание огнетушителя, которым укомплектован самолет, Дополнительную информацию об огнетушителе можно найти в руководстве по эксплуатации огнетушителя (документация изготовителя).

Примечание Перечень оборудования, сертифицированного для установки на самолете DA 40 NG, приведен в разделе 6.5 Руководства по летной эксплуатации. Установка такого оборудования возможна и должна производиться в соответствии с Руководством по техническому обслуживанию самолета.

Для обозначения всего оборудования, не вошедшего в перечень в разделе 6.5 Руководства по летной эксплуатации, используется термин «Дополнительное оборудование». Установка Дополнительного оборудования является модификацией и должна осуществляться в соответствии с действующими национальными правилами или Эксплуатационным бюллетенем.

2. Описание

Схема установки огнетушителя в самолете показана на рисунке 1. Огнетушитель находится за креслом второго пилота. Держатель огнетушителя крепится винтами к бортовой нервюре между передним и задним главными шпангоутами. В качестве огнетушащего средства применяется нетоксичный и не оставляющий следов сжиженный газ.

Техническое обслуживание огнетушителя на самолете заключается в следующем:

- Контролировать показания манометра. Стрелка должна находиться в зеленом секторе.
- Следить за тем, что пломбировочная проволока не разорвана.
- Контролировать правильность крепления огнетушителя в держателе.

Если пломбировочная проволока разорвана, снять огнетушитель для взвешивания. Вес огнетушителя указан на этикетке на корпусе огнетушителя.

Огнетушитель необходимо заменить (или вернуть изготовителю для ремонта) в следующих случаях:

- Вес огнетушителя не совпадает с указанным на этикетке.
- Слишком низкое давление.
- После использования огнетушителя.
- При повреждении огнетушителя.
- При наступлении даты следующего ремонта (Next Overhaul Date), указанной на этикетке на корпусе огнетушителя.

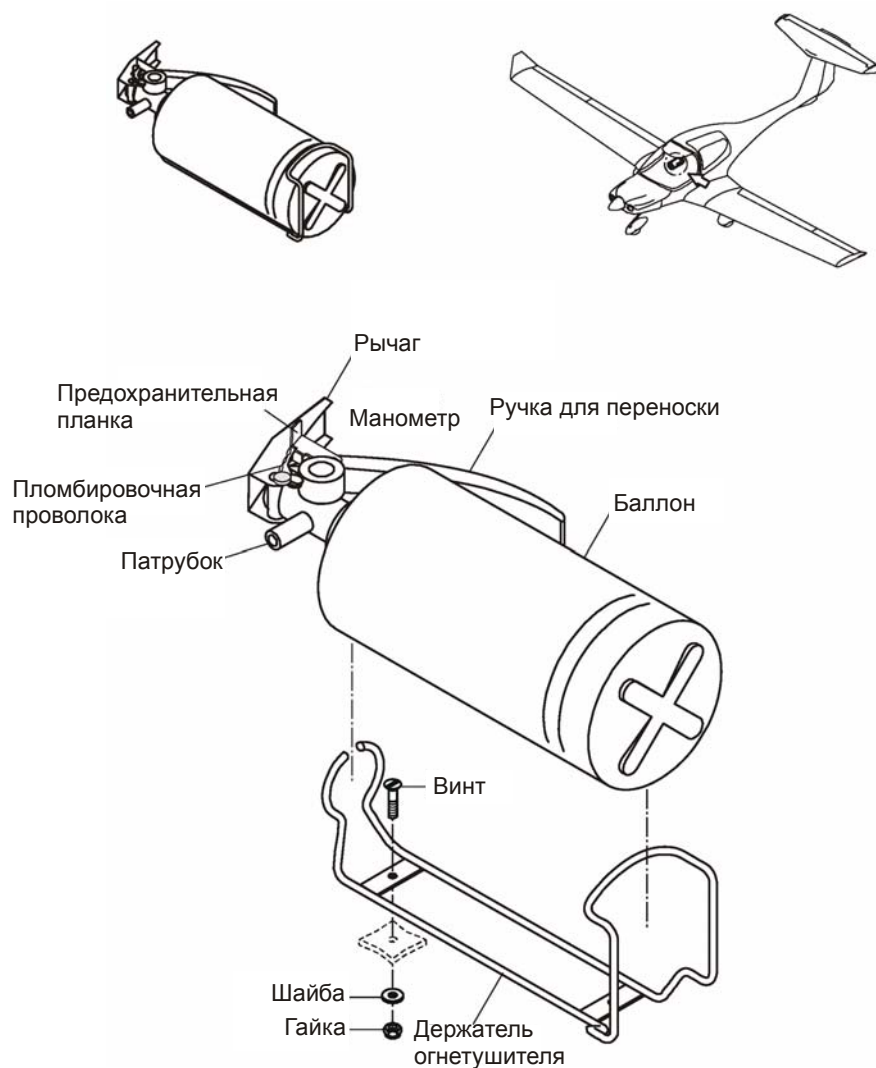


Рисунок 1. Схема установки огнетушителя

РАЗДЕЛ 27

ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ

Страница намеренно оставлена пустой

СОДЕРЖАНИЕ

РАЗДЕЛ 27 ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ

1.	Общие сведения	1
2.	Описание	1
3.	Тяги-толкатели	3
4.	Стопорение органов управления в нейтральном положении	3

Порядок технического обслуживания

1.	Общие сведения	201
2.	Регулировка длины тяги	201
3.	Демонтаж/установка качалок и рычагов	202

Подраздел 27-10

Органы управления. Элероны и триммеры

1.	Общие сведения	1
2.	Описание	3
3.	Принцип работы	5

Поиск и устранение неисправностей

1.	Общие сведения	101
----	----------------------	-----

Порядок технического обслуживания

1.	Общие сведения	201
2.	Проверка диапазона отклонения элеронов	201
3.	Регулировка системы управления элеронами	204
4.	Доступ к тягам управления элеронами	207
5.	Доступ к качалкам и рычагам системы управления элеронами	208

Подраздел 27-20**Органы управления. Руль направления**

1.	Общие сведения	1
2.	Описание	3
3.	Принцип работы	5

Поиск и устранение неисправностей

1.	Общие сведения	101
----	----------------------	-----

Порядок технического обслуживания

1.	Общие сведения	201
2.	Проверка диапазона отклонения руля направления	201
3.	Регулировка системы управления рулем направления	203
4.	Демонтаж/установка тросов управления рулем направления	206
5.	Доступ к тросам управления рулем направления и трехплечей качалке	212

Подраздел 27-30**Органы управления. Руль высоты**

1.	Общие сведения	1
2.	Описание	1
3.	Принцип работы	3

Поиск и устранение неисправностей

1.	Общие сведения	101
----	----------------------	-----

Порядок технического обслуживания

1.	Общие сведения	201
2.	Проверка диапазона отклонения руля высоты	201
3.	3. Регулировка системы управления рулем высоты	203
4.	Доступ к тягам управления рулем высоты	205
5.	Доступ к качалкам и рычагам системы управления рулем высоты	205

Подраздел 27-38

Органы управления. Триммер руля высоты

1.	Общие сведения	1
2.	Описание	3
3.	Принцип работы	5
4.	Работа в аварийной ситуации.....	5

Поиск и устранение неисправностей

1.	Общие сведения	101
----	----------------------	-----

Порядок технического обслуживания

1.	Общие сведения	201
2.	Проверка диапазона отклонения триммера руля высоты	201
3.	Регулировка системы управления триммером руля высоты.....	202

Подраздел 27-39

Система предупреждения о сваливании

1.	Общие сведения	1
2.	Описание и принцип работы	1

Поиск и устранение неисправностей

1.	Общие сведения	101
----	----------------------	-----

Порядок технического обслуживания

1.	Общие сведения	201
2.	Демонтаж/установка устройства звуковой сигнализации предупреждения о приближении к режиму сваливания	201
3.	Порядок удаления воды из системы предупреждения о сваливании.....	203
4.	Определение класса устройства звуковой сигнализации предупреждения о приближении к режиму сваливания	204

Подраздел 27-50**Органы управления. Закрылки**

1.	Общие сведения	1
2.	Описание	3
3.	Принцип работы	7
4.	Безопасность при отказе	7

Поиск и устранение неисправностей

1.	Общие сведения	101
----	----------------------	-----

Порядок технического обслуживания

1.	Общие сведения	201
2.	Демонтаж/установка исполнительного механизма закрывков	202
3.	Проверка системы управления закрывками	204
4.	Регулировка системы управления закрывками	206
5.	Доступ к тягам управления закрывками	209
6.	Доступ к качалкам и рычагам системы управления закрывками	209

РАЗДЕЛ 27

ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ

1. Общие сведения

В данном разделе описывается принцип работы органов управления и порядок их регулировки. Приводится также информация о порядке монтажа органов управления. Информацию о конкретных системах см. в соответствующих подразделах руководства.

В данном подразделе описываются стандартные элементы, из которых состоит каждая система управления.

Примечание: Перечень оборудования, сертифицированного для установки на самолете DA 40 NG, приведен в разделе 6.5 Руководства по летной эксплуатации. Установка такого оборудования возможна и должна производиться в соответствии с Руководством по техническому обслуживанию самолета.

Для обозначения всего оборудования, не вошедшего в перечень в разделе 6.5 Руководства по летной эксплуатации, используется термин «Дополнительное оборудование». Установка Дополнительного оборудования является модификацией и должна осуществляться в соответствии с действующими национальными правилами или Эксплуатационным бюллетенем.

2. Описание

Самолет DA 40 NG оснащен обычными органами управления. Для управления самолетом по тангажу используется руль высоты, установленный на стабилизаторе. Управление по крену осуществляется при помощи элеронов, установленных на задней кромке каждого крыла. Управление по рысканию обеспечивается рулем направления, установленным на киле. На задней кромке каждого крыла установлены закрылки, создающие дополнительную подъемную силу при взлете и посадке.

На рабочем месте каждого пилота самолета DA 40 NG имеется ручка управления самолетом. Для управления триммером руля высоты пилот может использовать колесо на центральной панели.

У каждого пилота имеется узел управления педалями руля направления. Узел крепится к полу кабины. Пилот может регулировать положение педалей управления рулем направления при помощи ручки регулировки, расположенной на узле педалей управления рулем направления.

Управляющие усилия передаются на рулевые поверхности при помощи качалок и тяг-толкателей. Привод руля направления осуществляется через тросы. Управление закрылками осуществляется при помощи электрического исполнительного механизма.

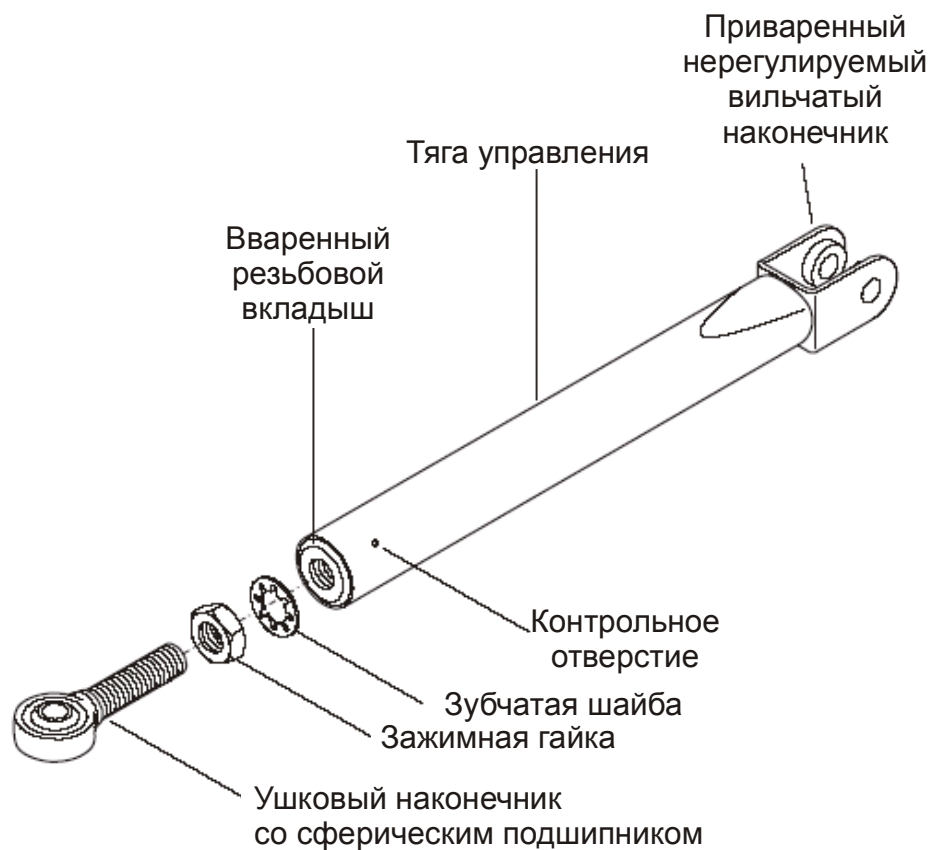


Рисунок 1. Стандартная тяга

3. Тяги-толкатели

Тяги-толкатели самолета DA 40 NG оснащены стандартными наконечниками. Большинство тяг изготовлены из труб стандартного диаметра, различается лишь длина тяг. Некоторые тяги оснащены одним нерегулируемым вильчатым наконечником и одним регулируемым ушковым наконечником. Остальные тяги оснащены двумя регулируемыми ушковыми наконечниками.

Образец стандартной тяги показан на рисунке 1. Показанная на рисунке тяга оснащена одним регулируемым наконечником. Наконечник имеет ушко и резьбовую часть регулируемой длины. В ушке установлен сферический подшипник. Фиксация ушкового наконечника на месте обеспечивается зажимной гайкой на резьбовом стержне. Для фиксации гайки используется зубчатая шайба. Для регулирования длины тяги ушковый наконечник можно вращать.

Наконечники соединены стальной трубой. В торец трубы вварен резьбовой вкладыш, обеспечивающий присоединение ушкового наконечника. В трубе рядом с регулируемым наконечником просверлено контрольное отверстие, позволяющее следить за правильностью установки ушкового наконечника во вкладыш трубы. Если в отверстие сквозь трубу можно продеть контрольную проволоку, ушковый наконечник установлен неправильно. Если ушковый наконечник установлен правильно, продеть контрольную проволоку сквозь отверстие невозможно.

Нерегулируемый вильчатый наконечник приварен к стальной трубе.

Порядок регулировки тяг см. в пункте «Порядок технического обслуживания» в данном подразделе.

4. Стопорение органов управления в нейтральном положении

Конструкция органов управления самолета DA 40 NG позволяет максимально упростить их правильное стопорение в нейтральном положении. Во всех рычагах и качалках имеются отверстия для стопорных штифтов. Стопорные штифты обеспечивают блокировку рычагов в нейтральном положении.

Страница намеренно оставлена пустой

Порядок технического обслуживания

1. Общие сведения

В данном подразделе описываются общие работы по техническому обслуживанию, относящиеся ко всем системам управления (например, регулировка длины тяги).

2. Регулировка длины тяги

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: ПЕРЕД РЕГУЛИРОВКОЙ ДЛИНЫ ТЯГИ НЕОБХОДИМО НАДЕЖНО ЗАКРЕПИТЬ ТЯГУ. НЕВЫПОЛНЕНИЕ ЭТОГО ТРЕБОВАНИЯ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ОТСОЕДИНЕНИЮ ТЯГИ, ТРАВМЕ ИЛИ СМЕРТИ.

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Вывинтить болт крепления тяги к рычагу или качалке.	На стороне регулируемого наконечника.
(2)	Ослабить зажимную гайку регулируемого наконечника.	См. рисунок 1.
(3)	Вращая ушковый наконечник, отрегулировать длину тяги.	Для уменьшения длины тяги вращать наконечник по часовой стрелке, для увеличения длины тяги вращать наконечник против часовой стрелки.
(4)	Проверить правильность установки ушкового наконечника. Попробуйте продеть через контрольное отверстие контрольную проволоку.	Проволока не должна проходить через отверстие и выходить с другой стороны.
(5)	Затянуть зажимную гайку.	Усилие затяжки: 16 Нм (11,8 фунт-с-фут).
(6)	Установить ушковый наконечник на рычаг или качалку.	
(7)	Установить болт, шайбу и самоконтрящуюся гайку и затянуть соединение.	Усилие затяжки: 6,4 Нм (4,7 фунт-с-фут). Каждый раз необходимо устанавливать новую самоконтрящуюся гайку.
(8)	Выполнить проверку отрегулированных элементов системы управления. – Выполнить повторную проверку системы управления, если такое требование установлено национальными Органами контроля летной годности.	

3. Демонтаж/установка качалок и рычагов

В системе управления самолетом DA 40 NG используются стандартные узлы крепления качалок и рычагов. Информацию о доступе к узлам см. в таблицах в конце каждого подраздела. Ориентацию деталей см. на рисунках в соответствующих подразделах.

А. Демонтаж качалки или рычага

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Вывинтить болты крепления тяг к рычагу или качалке.	
(2)	Снять с рычага или качалки шарнирный болт.	
(3)	При необходимости снять кронштейн: – Убрать болты крепления с шайбами.	При наличии доступа к обеим сторонам соединения используются болты с шайбами и гайками. Во всех других случаях используются анкерные гайки.

В. Установка качалки или рычага

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Установить монтажный кронштейн на место.	Если оно было снято.
Примечание:		При установке рычагов и качалок управления необходимо всегда использовать новые самоконтрящиеся гайки. Запрещается использовать самоконтрящуюся гайку повторно.
(2)	Установить и ввинтить болты крепления вместе с шайбами и гайками.	Усилие затяжки: 6,4 Нм (4,7 фунт-с-фут).
(3)	Установить качалку или рычаг на место на монтажном кронштейне.	Убедиться в правильном расположении втулок и проставки.
(4)	Установить шарнирный болт с шайбой и навинтить гайку.	Усилие затяжки: 6,4 Нм (4,7 фунт-с-фут).
(5)	Установить и затянуть болты крепления тяг с шайбами и самоконтрящимися гайками.	Усилие затяжки: 6,4 Нм (4,7 фунт-с-фут).
(6)	Выполнить проверку системы управления.	См. соответствующий подраздел.
(7)	Выполнить проверку установленных или отрегулированных элементов системы управления. – Выполнить повторную проверку системы управления, если такое требование установлено национальными Органами контроля летной годности.	

Подраздел 27-10

Органы управления. Элероны и триммеры

1. Общие сведения

Самолет DA 40 NG оснащен двумя ручками управления самолетом, при помощи которых осуществляется управление элеронами. В системе управления элеронами используются тяги-толкатели и качалки.

Схема расположения органов управления элеронами в фюзеляже показана на рисунке 1. Схема расположения органов управления элеронами в крыле показана на рисунке 2.

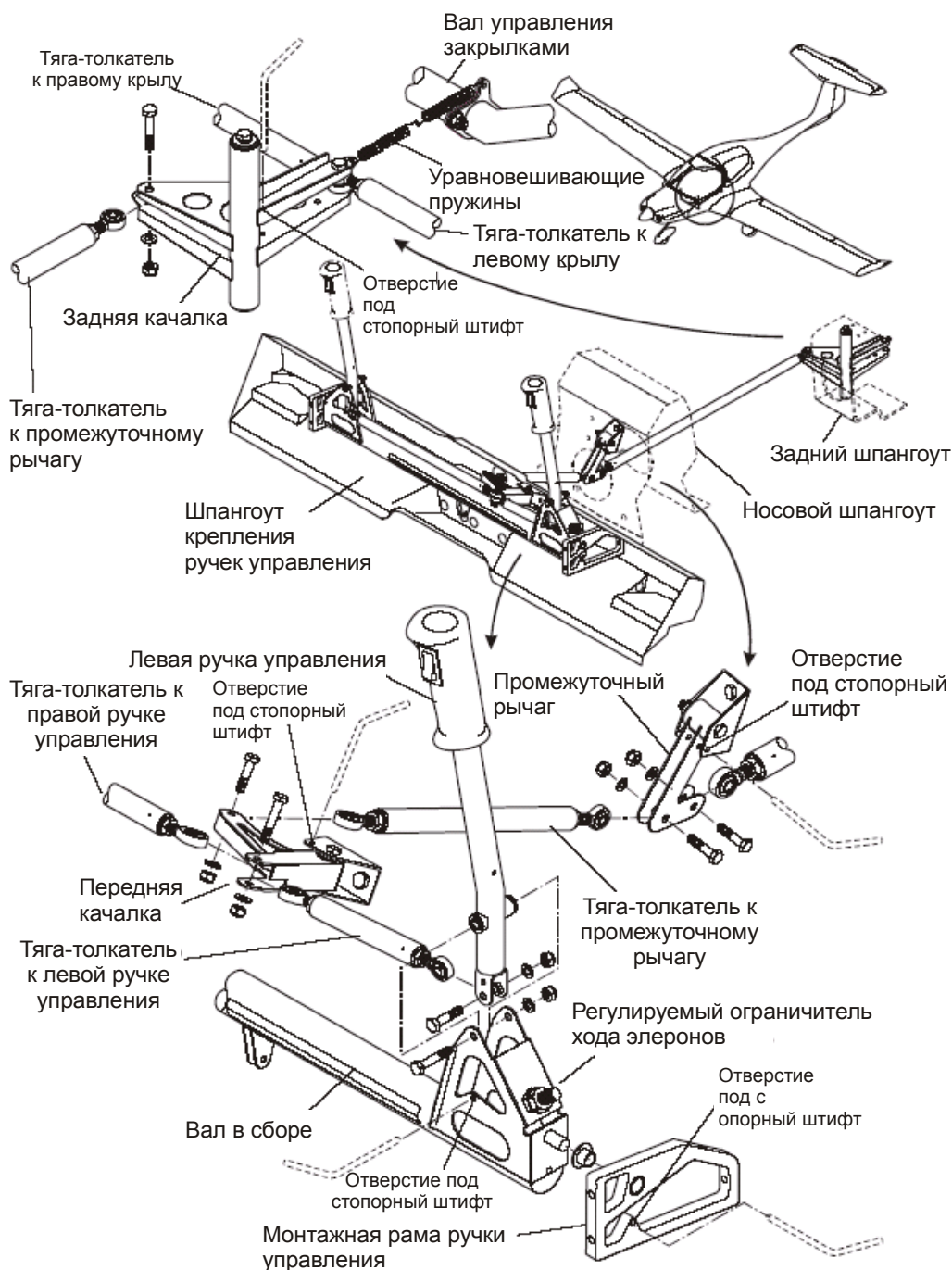


Рисунок 1. Элементы системы управления элеронами в фюзеляже

2. Описание

На рабочем месте каждого пилота самолета DA 40 NG имеется ручка управления самолетом, при помощи которой пилот осуществляет управление элеронами и рулем высоты. Тяги управления элеронов присоединяются к нижней части ручек управления. С другой стороны тяги присоединяются к передней качалке управления элеронами на шпангоуте крепления ручек управления. К передней качалке, установленной на шпангоуте крепления ручек управления, присоединяется также короткая тяга, проходящая под центральной панелью.

Тяга, проходящая под центральной панелью, присоединяется к промежуточному рычагу, установленному на носовом главном шпангоуте. Другая тяга соединяет промежуточный рычаг с задней качалкой управления элеронами на задней поверхности заднего главного лонжерона.

К задней качалке присоединяются две тяги, расположенные в центроплане. Каждая из этих тяг присоединяется к длинной тяге в крыле.

Каждая длинная тяга проходит через три направляющих. Первая направляющая крепится к корневой нервюре. Вторая направляющая крепится к нервюре крепления качалки закрылка. Третья направляющая тяги крепится к небольшой нервюре. Две длинные тяги соединяются с двумя качалками элеронов (по одной в каждом крыле).

Короткие тяги соединяют качалки элеронов с кабаниками элеронов. Регулировка коротких тяг позволяет смещать диапазон отклонения элеронов вверх или вниз.

Слева от ручки управления первого пилота расположен ограничитель хода элеронов, ограничивающий отклонение ручки вправо (правый элерон вверх, левый элерон вниз) (см. рисунок 1). Справа от ручки управления второго пилота расположен ограничитель хода элеронов, ограничивающий отклонение ручки влево (левый элерон вверх, правый элерон вниз). Каждый ограничитель хода элеронов состоит из гайки, приваренной к узлу вала, ввинчиваемого в гайку болта и зажимной гайки, обеспечивающей стопорение болта.

Кроме того, перед передней кромкой левого и правого элеронов расположены нерегулируемые ограничители хода. Каждый ограничитель представляет собой блок из стеклопластика с резиновым покрытием, установленный на внутренней поверхности верхней обшивки крыла. При полном отклонении элерона вниз передняя часть элерона отклоняется до упора вверх и упирается в ограничитель.

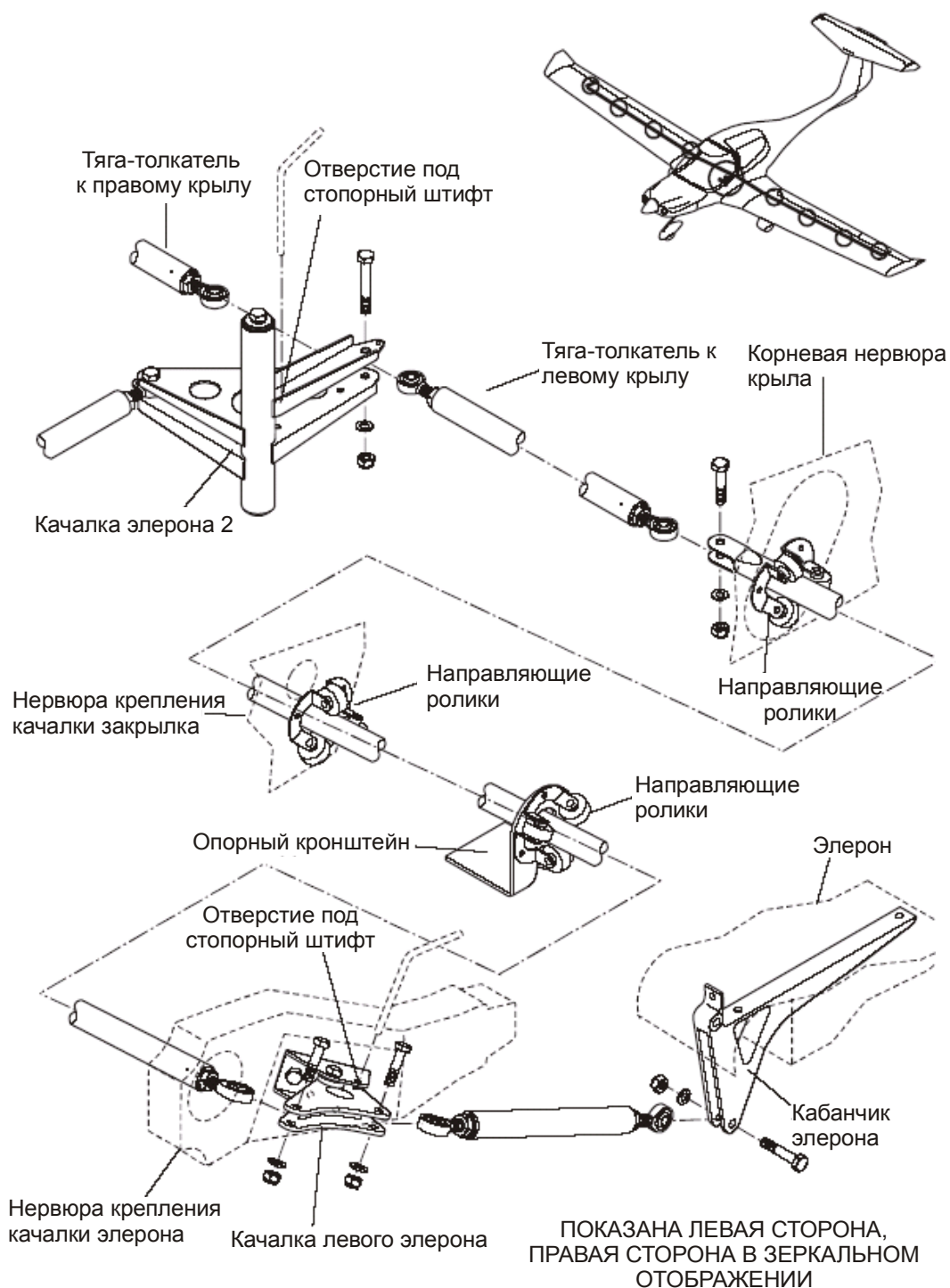


Рисунок 2. Элементы системы управления элеронами в крыльях

3. Принцип работы

При отклонении ручек управления самолетом влево происходит следующее:

- Тяги, присоединенные к ручке управления, движутся вправо.
- Передняя качалка перемещает тягу, проходящую под центральной панелью, назад.
- Тяга, проходящая под центральной панелью, отклоняет промежуточный рычаг и перемещает вторую короткую тягу назад.
- Вторая короткая тяга отклоняет заднюю качалку, при этом длинные тяги в крыльях перемещаются влево.
- Качалка левого элерона в левом крыле перемещает короткую тягу, присоединенную к кабанчику левого элерона, назад.
- Левый элерон отклоняется вверх.
- Тяга в правом крыле также перемещается влево и тянет качалку элерона в крыле, которая перемещает тягу, присоединенную к кабанчику правого элерона, вперед.
- Правый элерон отклоняется вниз.

При отклонении ручек управления самолетом вправо происходит следующее:

- Левый элерон отклоняется вниз.
- Правый элерон отклоняется вверх.

Страница намеренно оставлена пустой

Поиск и устранение неисправностей

1. Общие сведения

В следующей таблице перечисляются возможные неисправности системы управления элеронами. При обнаружении неисправности, указанной в столбце «Неисправность», определить ее причину в столбце «Возможная причина» и выполнить действия по устранению неисправности, описанные в столбце «Способ устранения».

Неисправность	Возможная причина	Способ устранения
Самолет в полете вращается вокруг продольной оси.	Требуется регулировка тяг-толкателей элеронов.	Отрегулировать тяги-толкатели элеронов.
Заклинивание/заедание органов управления элеронами.	Неисправны подшипники. Неисправны направляющие тяги управления. Изогнута тяга.	Заменить неисправный ушковый наконечник. Заменить направляющие. Заменить тягу-толкатель.

Страница намеренно оставлена пустой

Порядок технического обслуживания

1. Общие сведения

В данном подразделе описывается порядок проверки и регулировки системы управления элеронами. Информацию о демонтаже, установке тяг-толкателей и качалок и доступе к ним см. в пп. 4 и 5. Информацию о демонтаже и установке элеронов см. в подразделе 57-60.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: ПЕРЕД ВЫПОЛНЕНИЕМ РАБОТ С ОРГАНАМИ УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЕТА НЕОБХОДИМО УБЕДИТЬСЯ В ОТСУТСТВИИ ЛЮДЕЙ И ПОСТОРОННИХ ПРЕДМЕТОВ РЯДОМ С РУЛЕВЫМИ ПОВЕРХНОСТЯМИ. НЕВЫПОЛНЕНИЕ ЭТОГО ТРЕБОВАНИЯ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ТРАВМАМ И ПОВРЕЖДЕНИЮ РУЛЕВЫХ ПОВЕРХНОСТЕЙ САМОЛЕТА.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: ПОСЛЕ ЗАВЕРШЕНИЯ РАБОТ С ОРГАНАМИ УПРАВЛЕНИЯ УБРАТЬ ВСЕ НЕЗАКРЕПЛЕННЫЕ ПРЕДМЕТЫ И ИНСТРУМЕНТ. НАЛИЧИЕ НЕЗАКРЕПЛЕННЫХ ПРЕДМЕТОВ ИЛИ ИНСТРУМЕНТА МОЖЕТ ПРЕПЯТСТВОВАТЬ ПЕРЕМЕЩЕНИЮ ОРГАНОВ УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЕТОМ. ЭТО МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ТРАВМЕ ИЛИ СМЕРТИ.

2. Проверка диапазона отклонения элеронов

А. Оборудование

Наименование	Количество	Шифр
Стопорные штифты ручки управления самолетом.	2	-
Линейка.	1	Серийная продукция.

В. Порядок проверки системы управления элеронами

Примечание: Все измерения параметров элеронов проводить при помощи линейки. Измерения проводить между верхней поверхностью элерона и верхней поверхностью законцовки крыла.

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Подготовить копию бланка Протокола регулировки рулевых поверхностей.	См. подраздел 06-00. Используется для записи результатов измерений.
(2)	Снять левое кресло пилота.	См. подраздел 25-10.
(3)	Установить стопорные штифты ручки управления самолетом: <ul style="list-style-type: none"> – В нижнюю часть левой ручки управления. – Через левый монтажный кронштейн в вал. 	См. рисунок 1. Для блокировки движения элеронов. Для блокировки движения руля высоты.
(4)	Измерить расстояние от задней кромки каждого элерона до задней кромки законцовки крыла.	Записать результаты измерений. Положение левого элерона должно соответствовать положению правого элерона.
(5)	Убрать стопорные штифты: <ul style="list-style-type: none"> – Из нижней части каждой ручки управления. – Из монтажного кронштейна левой ручки управления. 	
ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: ПЕРЕД ВЫПОЛНЕНИЕМ РАБОТ С ОРГАНАМИ УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЕТА НЕОБХОДИМО УБЕДИТЬСЯ В ОТСУТСТВИИ ЛЮДЕЙ И ПОСТОРОННИХ ПРЕДМЕТОВ РЯДОМ С ОРГАНАМИ УПРАВЛЕНИЯ/РУЛЕВЫМИ ПОВЕРХНОСТЯМИ. НЕВЫПОЛНЕНИЕ ЭТОГО ТРЕБОВАНИЯ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ТРАВМАМ И ПОВРЕЖДЕНИЮ РУЛЕВЫХ ПОВЕРХНОСТЕЙ САМОЛЕТА.		
(6)	Отклонить ручку управления влево до упора в ограничитель и удерживать ее в этом положении.	
(7)	Измерить расстояние от задней кромки левого элерона до задней кромки законцовки крыла.	Записать результат измерения. Расстояние должно соответствовать указанному в Протоколе регулировки рулевых поверхностей.

	Операции	Примечания/Ссылки
(8)	Измерить расстояние от задней кромки правого элерона до задней кромки законцовки крыла.	Записать результат измерения. Расстояние должно соответствовать указанному в Протоколе регулировки рулевых поверхностей.
(9)	Отклонить ручку управления вправо до упора в ограничитель и удерживать ее в этом положении.	
(10)	Измерить угол между задней кромкой правого элерона и задней кромкой законцовки крыла.	Записать результат измерения. Расстояние должно соответствовать указанному в Протоколе регулировки рулевых поверхностей.
(11)	Измерить угол между задней кромкой левого элерона и задней кромкой законцовки крыла.	Записать результат измерения. Расстояние должно соответствовать указанному в Протоколе регулировки рулевых поверхностей.
(12)	Установить левое кресло пилота.	См. подраздел 25-10.

3. Регулировка системы управления элеронами

При невозможности добиться требуемого диапазона отклонения элеронов необходимо выполнить регулировку системы управления элеронами, как описано в данном пункте. Термин «остаточный ход» обозначает ход рулевой поверхности после отклонения ручки управления до упора в ограничитель в кабине.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: ПЕРЕД РЕГУЛИРОВКОЙ ДЛИНЫ ТЯГИ НЕОБХОДИМО НАДЕЖНО ЗАКРЕПИТЬ ТЯГУ. НЕВЫПОЛНЕНИЕ ЭТОГО ТРЕБОВАНИЯ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ОТСОЕДИНЕНИЮ ТЯГИ, ТРАВМЕ ИЛИ СМЕРТИ.

Наименование	Количество	Шифр
Стопорные штифты.	3	-
Линейка.	1	Серийная продукция.

А. Порядок регулировки элерона

	Операции	Примечания/ссылки
(1)	Снять следующее оборудование для обеспечения доступа: <ul style="list-style-type: none"> – Кресла пилотов. – Пассажирское кресло. – Люки подхода к тягам на нижней поверхности центроплана. – Люки подхода к качалкам элеронов на нижней поверхности каждого крыла. 	См. подраздел 25-10. См. подраздел 52-40.
(2)	Установить стопорные штифты в следующие узлы и элементы системы управления: <ul style="list-style-type: none"> – В нижнюю часть каждой ручки управления. – В монтажный кронштейн левой ручки управления. – В переднюю качалку. – В промежуточный рычаг. – В заднюю качалку. – В качалку левого элерона. – В качалку правого элерона. 	См. рисунки 1 и 2. Для фиксации ручки управления на валу. Для блокировки руля высоты. На шпангоуте крепления ручек управления. На носовом главном шпангоуте. На заднем главном шпангоуте. В крыле. В крыле.

	Операции	Примечания/Ссылки
Примечание: Стопорные штифты элеронов не убирать до завершения регулировки. Для выполнения регулировки достаточно 3 стопорных штифтов. Последовательно заклинить все указанные рычаги и качалки.		
(3)	При невозможности установить стопорный штифт в какой-либо рычаг или качалку отрегулировать длину соответствующих тяг.	Порядок регулировки длины тяг см. в подразделе 27-00.
(4)	Измерить расстояние от задней кромки каждого элерона до задней кромки законцовки крыла.	Записать результаты измерений. Положение левого элерона должно соответствовать положению правого элерона.
(5)	Убрать стопорные штифты: <ul style="list-style-type: none"> – Из нижней части каждой ручки управления. – Из монтажного кронштейна левой ручки управления. – Из передней качалки. – Из промежуточного рычага. – Из задней качалки. – Из качалки левого элерона. – Из качалки правого элерона. 	См. рисунки 1 и 2. На шпангоуте крепления ручек управления. На носовом главном шпангоуте. На заднем главном шпангоуте. В крыле. В крыле.
(6)	Выполнить проверку системы управления элеронами.	См. п. 2.
(7)	При необходимости отрегулировать длину тяг между качалками элеронов в крыльях и элеронами.	См. подраздел 27-00. Отрегулировать длину тяг до получения контрольных значений, приведенных в Протоколе регулировки рулевых поверхностей, входящем в комплект документации самолета.

	Операции	Примечания/Ссылки
(8)	<p>При необходимости отрегулировать положение упорных болтов-ограничителей хода элеронов на узле вала:</p> <ul style="list-style-type: none">– Ослабить зажимную гайку на упорном болте.– Отрегулировать упорный болт до получения необходимого диапазона отклонения.– Затянуть зажимную гайку на упорном болте.	<p>См. рисунок 1.</p> <p>Положения элеронов должны соответствовать контрольным значениям, приведенным в Протоколе регулировки рулевых поверхностей (расстояния измеряются от нейтрального положения).</p>
(9)	<p>Выполнить проверку отрегулированных элементов системы управления.</p> <ul style="list-style-type: none">– Выполнить повторную проверку системы управления, если такое требование установлено национальными Органами контроля летной годности.	
(10)	<p>Установить следующие элементы:</p> <ul style="list-style-type: none">– Кресла пилотов.– Пассажирское кресло.– Люки подхода к тягам на нижней поверхности центроплана.– Люки подхода к качалкам элеронов на нижней поверхности каждого крыла.	<p>См. подраздел 25-10.</p> <p>См. подраздел 52-40.</p>

4. Доступ к тягам управления элеронами

Тяга управления элеронами	Снять для доступа	Подразделы
Между ручкой управления и качалкой на шпангоуте крепления ручек управления.	Кресла пилотов.	См. подраздел 25-10.
Между качалкой на шпангоуте крепления ручек управления и промежуточным рычагом на носовом главном шпангоуте.	Кресла пилотов.	См. подраздел 25-10.
Между промежуточным рычагом на носовом главном шпангоуте и качалкой на заднем главном шпангоуте.	Кресла пилотов. Пассажирское кресло.	См. подраздел 25-10.
Между качалкой на заднем главном шпангоуте и корневой нервюрой крыла.	Пассажирское кресло. Люки на центроплане.	См. подраздел 25-10 См. подраздел 52-40.
Между корневой нервюрой крыла и качалкой в левом/правом крыле.	Люки на центроплане. Люки подхода к качалкам элеронов на нижней поверхности каждого крыла.	См. подраздел 52-40.
Между качалкой в левом/правом крыле и элероном.	Люки подхода к качалкам элеронов на нижней поверхности каждого крыла.	См. подраздел 52-40.

5. Доступ к качалкам и рычагам системы управления элеронами

Качалка/рычаг системы управления элеронами	Снять для доступа	Подразделы
Качалка на шпангоуте крепления ручек управления.	Кресла пилотов.	См. подраздел 25-10.
Промежуточный рычаг на носовом главном шпангоуте.	Кресла пилотов.	См. подраздел 25-10.
Качалка на заднем главном шпангоуте.	Пассажирское кресло.	См. подраздел 25-10.
Качалка в крыле.	Люки подхода к качалкам элеронов на нижней поверхности каждого крыла.	См. подраздел 52-40.

Подраздел 27-20

Органы управления. Руль направления

1. Общие сведения

Самолет DA 40 NG оснащен обычной системой управления рулем направления. У каждого пилота имеется узел управления педалей руля направления. Положение педалей может регулироваться пилотом. Для передачи управляющих сигналов от узла педалей управления к рулю направления используются тросы. Триммирование руля направления в небольших пределах осуществляется при помощи неуправляемого триммера. Триммер регулируется на земле.

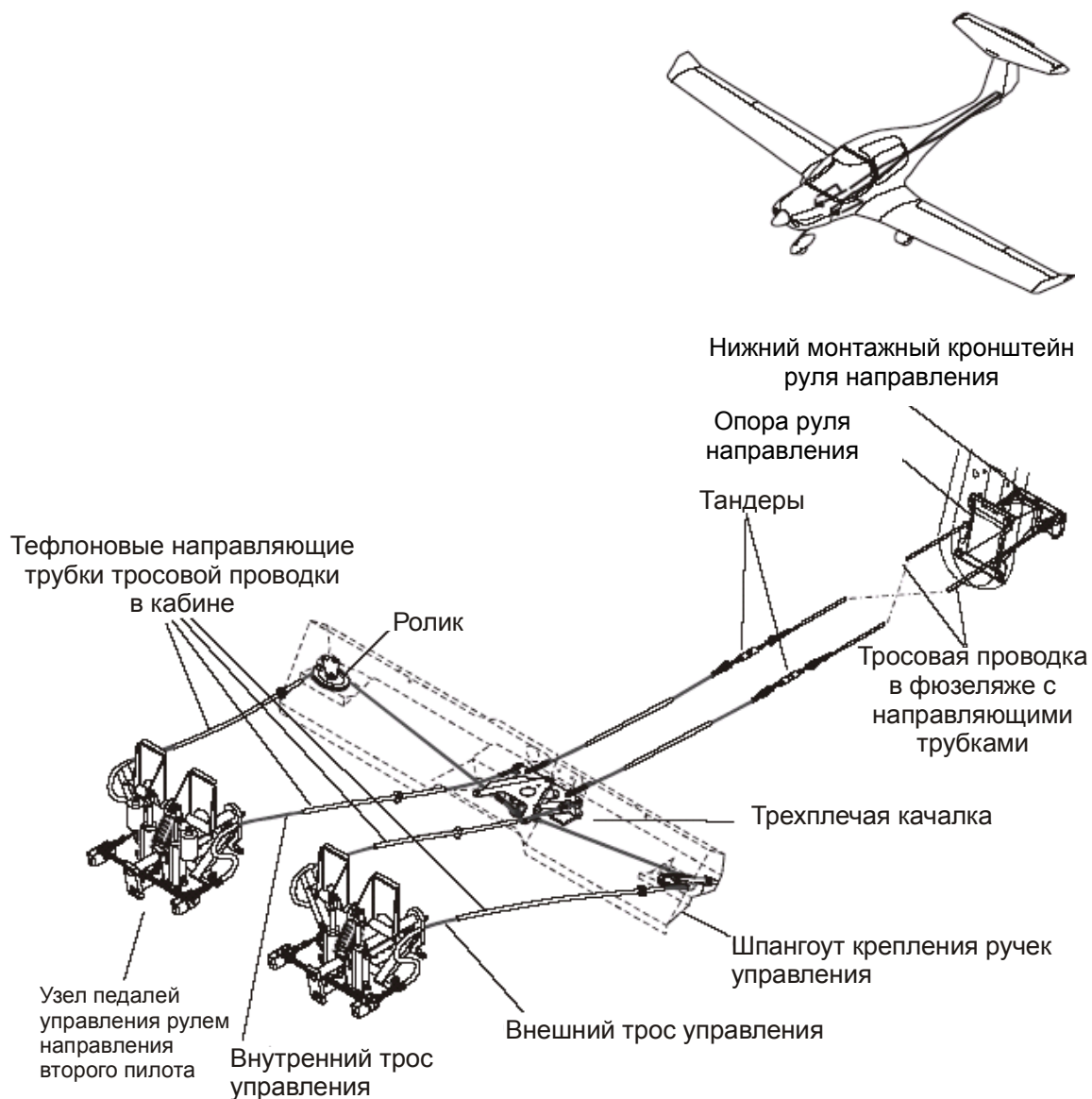


Рисунок 1. Система управления рулем направления

2. Описание

На рабочем месте каждого пилота самолета DA 40 NG имеется узел педалей управления рулем направления. Узел педалей оснащен механизмом регулировки. Система управления рулем направления показана на рисунках 1, 3 и 4. Узел педалей управления рулем направления показан на рисунке 2.

Система состоит из следующих частей:

- Узел педалей управления рулем направления на рабочем месте каждого пилота в передней части кабины. Передняя часть каждой педали соединяется с главным тормозным цилиндром (см. подраздел 32-40).
- Ручка регулировки положения педалей каждого пилота, которая крепится к задней поверхности каждого узла педалей управления рулем направления.
- Трехплечая качалка (Т-образный рычаг) в сборе в фюзеляже под центральной панелью. Трехплечая качалка крепится к низу шпангоута крепления ручек управления и к обшивке фюзеляжа.
- Опора руля направления в хвостовой части фюзеляжа. Руль направления передней кромкой закреплен в нижнем монтажном кронштейне, который, в свою очередь, установлен на опоре руля направления.
- Тросовая проводка.

Каждый узел педалей управления рулем направления крепится к полу кабины шестью болтами. Каждый узел педалей управления рулем направления включает в себя две педали. Каждая педаль состоит из рычага и подножки. Каждая педаль имеет S-образную трубку, положение нижнего конца которой совпадает с осью шарнира педали, а верхнего конца — с плоскостью подножки педали.

От противопожарной перегородки к низу каждой S-образной трубки подходят четыре троса управления (тросы кабины). Для регулировки каждого троса предусмотрен установленный на противопожарной перегородке кронштейн с отверстиями. Все тросы проходят через S-образные трубки и выходят из верхних концов трубок. Все тросы идут от узла педалей управления на трехплечую качалку.

Каждый внешний трос управления проходит через тефлоновую направляющую трубку в задней части панели пола. Затем оба внешних троса проходят по направляющему ролику, установленному на шпангоуте крепления ручек управления, и идут внутрь. Внешние педали узлов соединяются тросами с передним плечом трехплечей качалки. Каждый внутренний трос управления проходит через тефлоновую направляющую трубку в задней части панели пола. Эти тросы соединяют внутренние педали с боковыми плечами трехплечей качалки.

Два троса (тросы фюзеляжа) крепятся к задней части трехплечей качалки. Каждый трос состоит из короткой передней части и длинной задней части. Все тросы проходят через тефлоновые трубки. Передние и задние тросы соединяются тандемами, которые используются для регулировки натяжения тросов фюзеляжа и нейтрального положения руля направления. Оба троса фюзеляжа проходят через тефлоновые трубки в хвостовой части фюзеляжа и крепятся к нижнему монтажному кронштейну руля направления. В хвостовой части фюзеляжа тросы перекрещиваются.

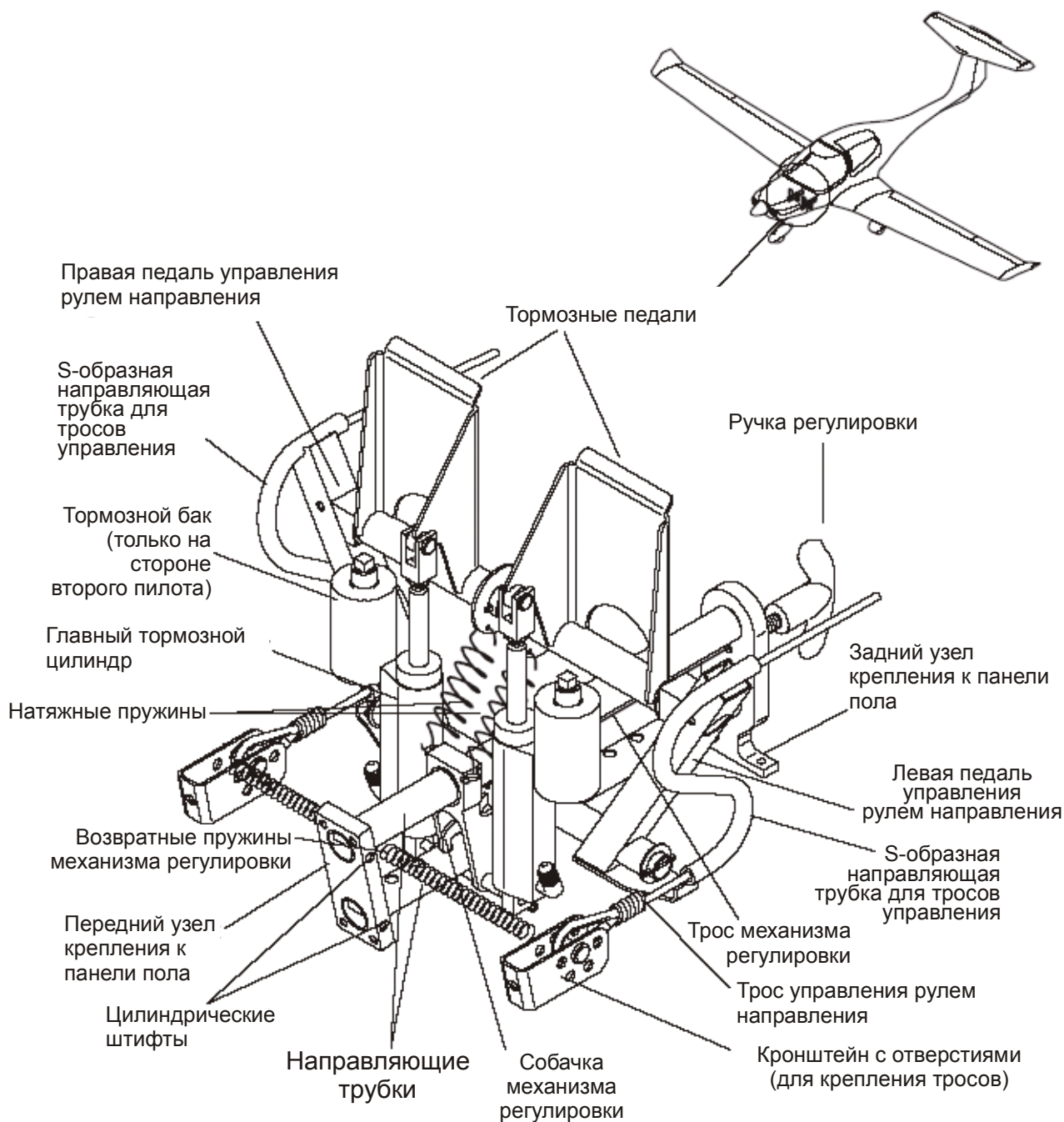


Рисунок 2. Узел педалей управления рулем направления

С левой стороны нижнего узла навески руля направления расположен ограничитель руля направления, ограничивающий отклонение руля направления влево (см. рисунок 4). С правой стороны нижнего узла навески руля направления расположен ограничитель руля направления, ограничивающий отклонение руля направления вправо. Каждый ограничитель руля направления состоит из гайки, приваренной к нижнему монтажному кронштейну руля направления, ввинчиваемого в гайку болта и зажимной гайки, обеспечивающей стопорение болта.

3. Принцип работы

При отжати левой педали управления рулем направления вперед происходит следующее:

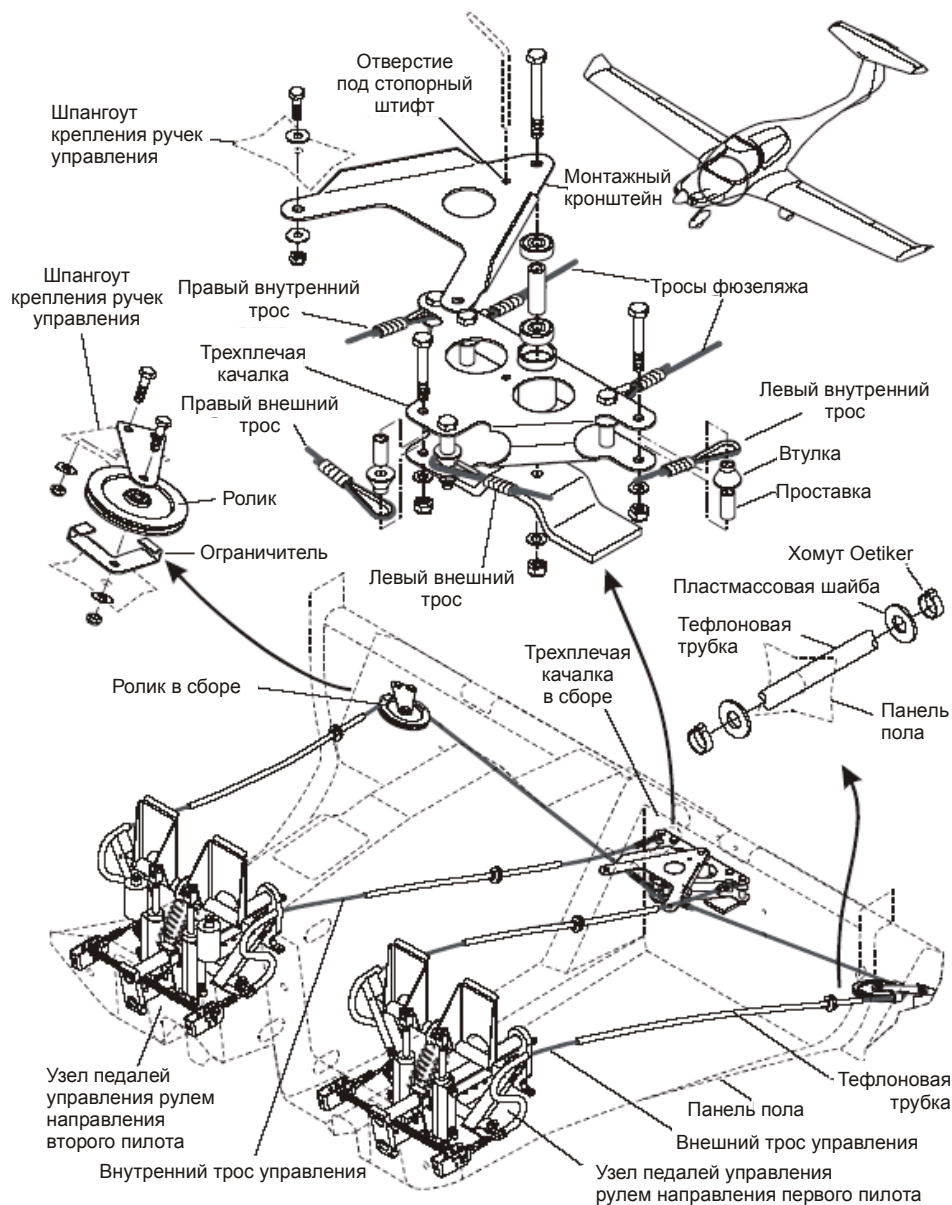
- Верх S-образной трубки сдвигается вперед.
- S-образная трубка тянет левый трос кабины.
- Левый трос кабины движет качалку против часовой стрелки (при виде сверху).
- Качалка тянет вперед трос фюзеляжа, прикрепленный к правому плечу, который присоединяется к левой стороне руля направления.
- Трос фюзеляжа отклоняет руль направления влево.
- При отклонении руль направления тянет назад другой трос фюзеляжа, который присоединяется к левой стороне качалки.
- Трос фюзеляжа движется назад вместе с левой стороной качалки.
- Левая сторона качалки тянет назад оба правых троса кабины, которые, в свою очередь, тянут назад S-образные трубки правых педалей управления рулем направления.

При отжати вперед правой педали управления рулем направления все элементы движутся в обратном направлении. Руль направления отклоняется вправо и тянет назад левые педали.

Положение педалей управления рулем направления можно регулировать. При оттягивании ручки регулировки собачка расцепляется с нижней направляющей трубкой. При дальнейшем оттягивании ручки узел педалей смещается вдоль направляющих трубок в направлении кресла. Отпустить ручку и нажать ногами на обе педали. При этом собачка фиксирует положение узла.

При нажатии ногами на обе педали при оттянутой ручке узел педалей смещается вперед по направляющим трубкам. Отпустить ручку и нажать ногами на обе педали. При этом собачка фиксирует положение узла.

При регулировке положения педалей тросы управления двигаются в S-образных трубках.



Примечание: При регулировке положения педалей тросы управления двигаются в S-образных трубках.

Рисунок 3. Схема установки элементов системы управления рулем направления в кабине

Поиск и устранение неисправностей

1. Общие сведения

В следующей таблице перечисляются возможные неисправности системы управления рулем направления. При обнаружении неисправности, указанной в столбце «Неисправность», определить ее причину в столбце «Возможная причина» и выполнить действия по устранению неисправности, описанные в столбце «Способ устранения».

Неисправность	Возможная причина	Способ устранения
Самолет в полете вращается вокруг вертикальной оси.	Разрегулированы тросы управления рулем направления.	Отрегулировать тросы управления рулем направления.
	Требуется регулировка неуправляемого триммера.	Отрегулировать неуправляемый триммер.
Заклинивание/заедание органов управления рулем направления.	Неисправны подшипники.	Заменить неисправный подшипник.
	Истирание тросов в направляющих трубках.	Заменить тросы и направляющие трубки.

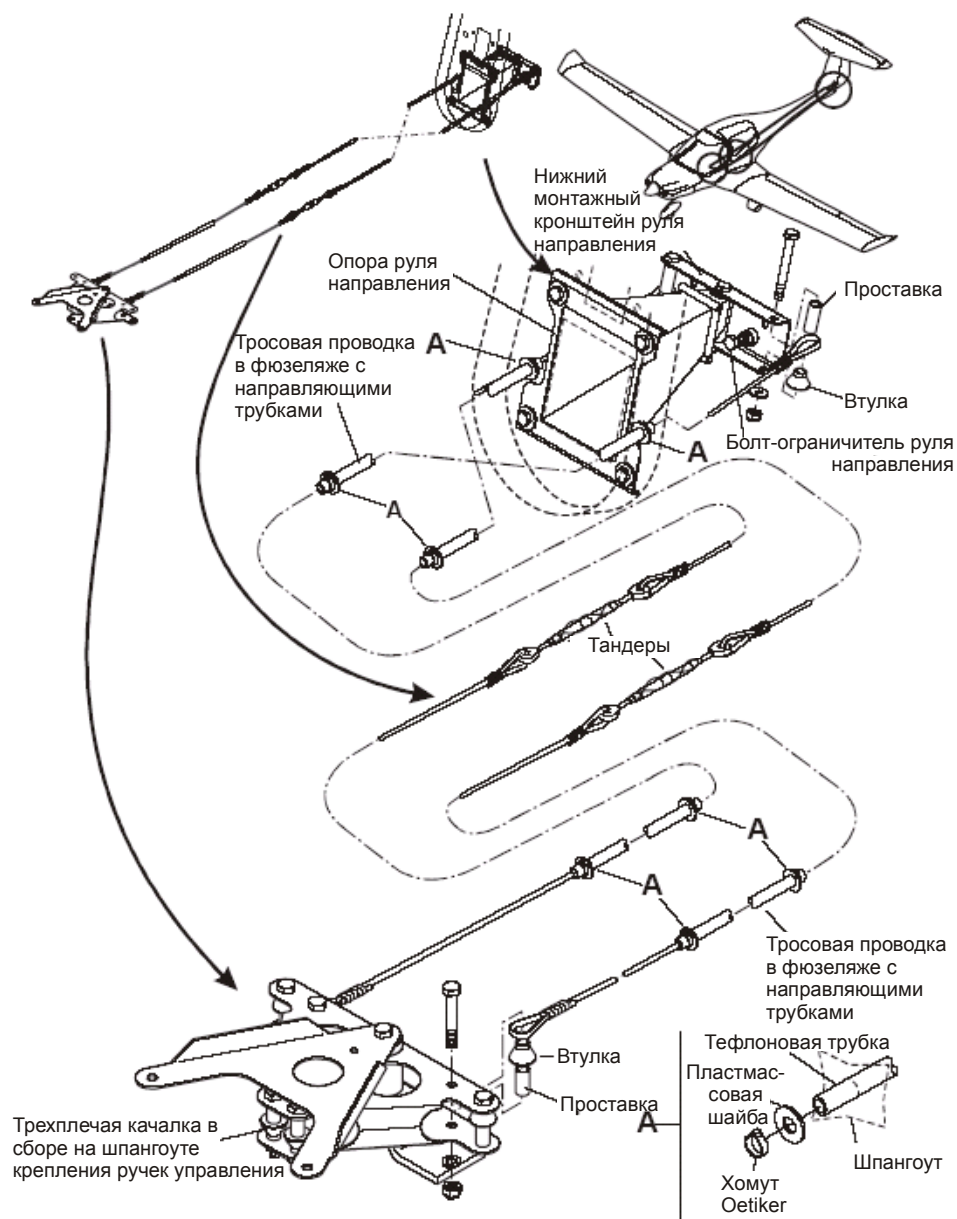


Рисунок 4. Схема установки элементов системы управления рулем направления в хвостовой части фюзеляжа

Порядок технического обслуживания

1. Общие сведения

В данном подразделе описывается порядок проверки и регулировки системы управления рулем направления. Информацию о демонтаже и установке руля направления см. в подразделе 55-40.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: ПЕРЕД ВЫПОЛНЕНИЕМ РАБОТ С ОРГАНАМИ УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЕТА НЕОБХОДИМО УБЕДИТЬСЯ В ОТСУТСТВИИ ЛЮДЕЙ И ПОСТОРОННИХ ПРЕДМЕТОВ РЯДОМ С ОРГАНАМИ УПРАВЛЕНИЯ/РУЛЕВЫМИ ПОВЕРХНОСТЯМИ. НЕВЫПОЛНЕНИЕ ЭТОГО ТРЕБОВАНИЯ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ТРАВМАМ И ПОВРЕЖДЕНИЮ РУЛЕВЫХ ПОВЕРХНОСТЕЙ САМОЛЕТА.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: ПОСЛЕ ЗАВЕРШЕНИЯ РАБОТ С ОРГАНАМИ УПРАВЛЕНИЯ УБРАТЬ ВСЕ НЕЗАКРЕПЛЕННЫЕ ПРЕДМЕТЫ И ИНСТРУМЕНТ. НАЛИЧИЕ НЕЗАКРЕПЛЕННЫХ ПРЕДМЕТОВ ИЛИ ИНСТРУМЕНТА МОЖЕТ ПРЕПЯТСТВОВАТЬ ПЕРЕМЕЩЕНИЮ ОРГАНОВ УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЕТОМ. ЭТО МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ТРАВМЕ ИЛИ СМЕРТИ.

2. Проверка диапазона отклонения руля направления

А. Оборудование

Наименование	Количество	Шифр
Линейка или угломер.	1	Серийная продукция.

В. Порядок проверки системы управления рулем направления

См. рисунок 1.

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Подготовить копию бланка Протокола регулировки рулевых поверхностей.	См. подраздел 06-00. Используется для записи результатов измерений.
(2)	Отжать педали управления рулем направления в крайнее переднее положение.	
ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: ПЕРЕД ВЫПОЛНЕНИЕМ РАБОТ С ОРГАНАМИ УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЕТА НЕОБХОДИМО УБЕДИТЬСЯ В ОТСУТСТВИИ ЛЮДЕЙ И ПОСТОРОННИХ ПРЕДМЕТОВ РЯДОМ С ОРГАНАМИ УПРАВЛЕНИЯ/РУЛЕВЫМИ ПОВЕРХНОСТЯМИ. НЕВЫПОЛНЕНИЕ ЭТОГО ТРЕБОВАНИЯ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ТРАВМАМ И ПОВРЕЖДЕНИЮ РУЛЕВЫХ ПОВЕРХНОСТЕЙ САМОЛЕТА.		
(3)	Привести педали управления рулем направления в центральное положение.	Положение левой педали должно совпадать с положением правой педали. Убедиться, что руль направления находится в нейтральном положении, указанном в Протоколе регулировки рулевых поверхностей самолета.
(4)	При помощи педалей отклонить руль направления влево до упора.	Руль направления должен упереться в ограничители на опоре руля направления. Положение руля направления (отклонение влево) должно соответствовать указанному в Протоколе регулировки рулевых поверхностей самолета (измеряется от нейтрального положения).
(5)	При помощи педалей отклонить руль направления вправо до упора.	Руль направления должен упереться в ограничители на опоре руля направления. Положение руля направления (отклонение вправо) должно соответствовать указанному в Протоколе регулировки рулевых поверхностей самолета (измеряется от нейтрального положения).
(6)	Убедиться в легкости движения левой и правой педалей управления рулем направления при их установке во все возможные положения.	

3. Регулировка системы управления рулем направления

При невозможности добиться требуемого диапазона отклонения руля направления необходимо выполнить регулировку системы управления рулем направления, как описано в данном пункте.

А. Оборудование

Наименование	Количество	Шифр
Измеритель натяжения троса.	1	Серийная продукция.
Линейка или угломер.	1	Серийная продукция.

В. Порядок регулировки руля направления

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Снять следующее оборудование для обеспечения доступа: <ul style="list-style-type: none"> – Кресла пилотов. – Пассажирское кресло. 	Подраздел 25-10.
(2)	Отжать педали управления рулем направления в крайнее переднее положение.	
(3)	Привести педали управления рулем направления в центральное положение.	Убедиться, что руль направления находится в нейтральном положении. Положение левой педали должно совпадать с положением правой педали.
(4)	При необходимости отрегулировать длину тросов между трехплечей качалкой и нижним монтажным кронштейном руля направления: <ul style="list-style-type: none"> – Снять с тандеров контровочную проволоку. – Вращением тандеров привести руль направления в нейтральное положение. – Выполнить проверку правильности натяжения тросов. – Затянуть тандеры и установить контровочную проволоку. 	См. рисунок 4. Под пассажирским креслом. См. Протокол регулировки.

	Операции	Примечания/Ссылки
(5)	При помощи педалей отклонить руль направления влево до упора.	<p>Руль направления должен упереться в ограничитель на опоре руля направления.</p> <p>Положение руля направления (отклонение влево) должно соответствовать указанному в Протоколе регулировки рулевых поверхностей (измеряется от нейтрального положения).</p>
(6)	<p>При необходимости отрегулировать положение болта-ограничителя руля направления, расположенного с левой стороны нижнего монтажного кронштейна руля направления:</p> <ul style="list-style-type: none"> – Ослабить зажимную гайку на левом упорном болте. – Отрегулировать упорный болт до получения необходимого диапазона отклонения. – Затянуть зажимную гайку на упорном болте. 	<p>Положение руля направления (отклонение влево) должно соответствовать указанному в Протоколе регулировки рулевых поверхностей (измеряется от нейтрального положения).</p>
(7)	При помощи педалей отклонить руль направления вправо до упора.	<p>Руль направления должен упереться в ограничитель на опоре руля направления.</p> <p>Положение руля направления (отклонение вправо) должно соответствовать указанному в Протоколе регулировки рулевых поверхностей (измеряется от нейтрального положения).</p>
(8)	<p>При необходимости отрегулировать положение болта-ограничителя руля направления, расположенного с правой стороны нижнего монтажного кронштейна руля направления:</p> <ul style="list-style-type: none"> – Ослабить зажимную гайку на правом упорном болте. – Отрегулировать упорный болт до получения необходимого диапазона отклонения. – Затянуть зажимную гайку на упорном болте. 	<p>Положение руля направления (отклонение вправо) должно соответствовать указанному в Протоколе регулировки рулевых поверхностей (измеряется от нейтрального положения).</p>
(9)	Выполнить проверку диапазона отклонения руля направления.	См. п. 2.
(10)	<p>Выполнить проверку всех отрегулированных элементов системы управления.</p> <ul style="list-style-type: none"> – Выполнить повторную проверку системы управления, если такое требование установлено национальными Органами контроля летной годности. 	

	Операции	Примечания/Ссылки
(11)	Установить следующие элементы: <ul style="list-style-type: none">– Кресла пилотов.– Пассажирское кресло.	См. подраздел 25-10.

4. Демонтаж/установка тросов управления рулем направления**А. Оборудование**

Наименование	Количество	Шифр
Измеритель натяжения троса.	1	Серийная продукция.
Обжимной инструмент.	1	Серийная продукция.
Калибр контрольный Nicopress для овальных и концевых хомутов 1/8 дюйма.	1	

В. Демонтаж тросов управления рулем направления в кабине (от противопожарной перегородки до трехплечей качалки)

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Снять следующее оборудование для обеспечения доступа: <ul style="list-style-type: none">– Кресла пилотов.	Подраздел 25-10.
(2)	Снять трос между противопожарной перегородкой и трехплечей качалкой: <ul style="list-style-type: none">– Отвинтить и убрать гайку, шайбу, болт и проставку крепления троса к кронштейну с отверстиями на противопожарной перегородке.– Отвинтить и убрать гайку, шайбу, болт, втулку и проставку крепления троса к трехплечей качалке.– Срезать ушковый наконечник старого троса на стороне противопожарной перегородки.– Снять старый трос.	См. рисунки 2 и 3.

С. Установка тросов управления рулем направления (от противопожарной перегородки до трехплечей качалки)

	Операции	Примечания/Ссылки
ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: К УСТАНОВКЕ УШКОВЫХ НАКОНЕЧНИКОВ ТРОСОВ ДОПУСКАЕТСЯ ТОЛЬКО ПЕРСОНАЛ, ПРОШЕДШИЙ СООТВЕТСТВУЮЩЕЕ ОБУЧЕНИЕ И ИМЕЮЩИЙ НЕОБХОДИМЫЕ ДОПУСКИ. НЕПРАВИЛЬНАЯ УСТАНОВКА УШКОВЫХ НАКОНЕЧНИКОВ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ОТКАЗУ ОРГАНОВ УПРАВЛЕНИЯ РУЛЕМ НАПРАВЛЕНИЯ, ТРАВМЕ ИЛИ СМЕРТИ.		
Примечание:	Установку тросов проводить в соответствии с требованиями Рекомендательного циркуляра FAA AC 43.13-1 В, раздел 7, подраздел 8.	
Примечание:	Для упрощения работы установить ушковый наконечник на один конец троса до установки троса на самолет.	
(1)	Установить один новый ушковый наконечник на трос до установки троса на самолет:	Подготовить тросы, отвечающие требованиям технических условий LN9374 или ISO 2020 или MIL-DTL-83420.
	– Осмотреть ушковый наконечник троса и убедиться в правильности его сборки.	Использовать коуши Locoloc и хомуты Nicopress, подходящие для установленных стальных тросов диаметром 3,2 мм (1/8 дюйма).
	– Если национальными Органами контроля летной годности установлено такое требование, направить образец на контрольное испытание.	Проверить обжим хомутов при помощи калибра Nicopress 1/8 дюйма для овальных хомутов в соответствии с Рекомендательным циркуляром FAA AC 43.13-1В, раздел 7, подраздел 8.
(2)	Продеть трос управления через тефлоновые трубки, начиная с задней стороны.	См. рисунок 3.
(3)	Убедиться в правильном положении троса на ролике (только для внешних тросов).	
(4)	Продеть трос через S-образную трубку на узле педалей управления рулем направления.	
(5)	Установить новый ушковый наконечник на трос на стороне противопожарной перегородки:	Использовать коуши Locoloc и хомуты Nicopress, подходящие для установленных стальных тросов диаметром 3,2 мм (1/8 дюйма).
	– Осмотреть ушковый наконечник троса и убедиться в правильности его сборки. – Если национальными Органами контроля летной годности установлено такое требование, направить образец на контрольное испытание.	Проверить обжим хомутов при помощи калибра Nicopress 1/8 дюйма для овальных хомутов в соответствии с Рекомендательным циркуляром FAA AC 43.13-1В, раздел 7, подраздел 8.

	Операции	Примечания/ссылки
(6)	Прикрепить трос к трехплечей качалке: <ul style="list-style-type: none">– Установить болт крепления троса к качалке, втулку и проставку.– Установить шайбу и самоконтрящуюся гайку и затянуть соединение.	Затянуть с усилием 6,4 Нм (4,7 фунт-с-фут). Использовать новую самоконтрящуюся гайку.
(7)	Прикрепить трос к кронштейну на противопожарной перегородке: <ul style="list-style-type: none">– Установить болт крепления троса к кронштейну и проставку.– Установить шайбу и самоконтрящуюся гайку и затянуть соединение.	Регулировкой положения болта в кронштейне с отверстиями получить необходимое положение педали управления рулем направления. При установке руля направление в нейтральное положение рычаг педали управления рулем направления должен располагаться вертикально. Затянуть с усилием 6,4 Нм (4,7 фунт-с-фут). Использовать новую самоконтрящуюся гайку.
(8)	Выполнить проверку диапазона отклонения руля направления. При необходимости отрегулировать систему управления рулем направления.	См. п. 2. См. п. 3.
(9)	Выполнить проверку всех отрегулированных элементов системы управления. <ul style="list-style-type: none">– Выполнить повторную проверку системы управления, если такое требование установлено национальными Органами контроля летной годности.	
(10)	Установить следующие элементы: <ul style="list-style-type: none">– Кресла пилотов.– Пассажирское кресло.	См. подраздел 25-10.

D. Демонтаж тросов управления рулем направления в фюзеляже (от трехплечей качалки до руля направления)

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	<p>Снять следующее оборудование для обеспечения доступа:</p> <ul style="list-style-type: none"> – Кресла пилотов. – Пассажирское кресло. 	См. подраздел 25-10.
(2)	<p>Снять трос между трехплечей качалкой и тандером:</p> <ul style="list-style-type: none"> – Отвинтить и убрать гайку, шайбу, болт, втулку и проставку крепления троса к трехплечей качалке. – Срезать ушковый наконечник старого троса на стороне трехплечей качалки. – Снять заднюю часть старого троса. – Срезать ушковый наконечник старого троса с тандера. 	См. рисунок 4.
(3)	<p>Снять трос между тандером и рулем направления:</p> <ul style="list-style-type: none"> – Отвинтить и убрать гайку, шайбу, болт, втулку и проставку крепления троса к нижнему монтажному кронштейну руля направления. – Срезать ушковый наконечник старого троса на стороне руля направления. – Снять переднюю часть старого троса. – Срезать ушковый наконечник старого троса с тандера. 	

Е. Установка тросов управления рулем направления в фюзеляже (от трехплечей качалки до руля направления)

	Операции	Примечания/Ссылки
ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: К УСТАНОВКЕ УШКОВЫХ НАКОНЕЧНИКОВ ТРОСОВ ДОПУСКАЕТСЯ ТОЛЬКО ПЕРСОНАЛ, ПРОШЕДШИЙ СООТВЕТСТВУЮЩЕЕ ОБУЧЕНИЕ И ИМЕЮЩИЙ НЕОБХОДИМЫЕ ДОПУСКИ. НЕПРАВИЛЬНАЯ УСТАНОВКА УШКОВЫХ НАКОНЕЧНИКОВ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ОТКАЗУ ОРГАНОВ УПРАВЛЕНИЯ РУЛЕМ НАПРАВЛЕНИЯ, ТРАВМЕ ИЛИ СМЕРТИ.		
Примечание: Установку тросов проводить в соответствии с требованиями Рекомендательного циркуляра FAA AC 43.13-1 В, раздел 7, подраздел 8.		
Примечание: Для упрощения работы установить ушковый наконечник на один конец каждого троса до установки тросов на самолет.		
(1)	Установить новый ушковый наконечник на передний конец троса на стороне трехплечей качалки до установки троса на самолет: <ul style="list-style-type: none"> – Осмотреть ушковый наконечник троса и убедиться в правильности его сборки. – Если национальными Органами контроля летной годности установлено такое требование, направить образец на контрольное испытание. 	Подготовить тросы, отвечающие требованиям технических условий LN9374 или ISO 2020 или MIL-DTL-83420. Использовать коуши Locoloc и хомуты Nicopress, подходящие для установленных стальных тросов диаметром 3,2 мм (1/8 дюйма). Проверить обжим хомутов при помощи калибра Nicopress 1/8 дюйма для овальных хомутов в соответствии с Рекомендательным циркуляром FAA AC 43.13-1В, раздел 7, подраздел 8.
(2)	Продеть трос управления через тефлоновую трубку, начиная с передней стороны.	См. рисунок 4. Через передний и задний главные шпангоуты.
(3)	Установить новый ушковый наконечник на трос на стороне тандера: <ul style="list-style-type: none"> – Осмотреть ушковый наконечник троса и убедиться в правильности его сборки. – Если национальными Органами контроля летной годности установлено такое требование, направить образец на контрольное испытание. 	Использовать коуши Locoloc и хомуты Nicopress, подходящие для установленных стальных тросов LN9374 диаметром 3,2 мм (1/8 дюйма). Проверить обжим хомутов при помощи калибра Nicopress 1/8 дюйма для овальных хомутов в соответствии с Рекомендательным циркуляром FAA AC 43.13-1В, раздел 7, подраздел 8.

	Операции	Примечания/Ссылки
(4)	<p>Установить новый ушковый наконечник на задний трос до установки троса на самолет:</p> <ul style="list-style-type: none"> – Осмотреть ушковый наконечник троса и убедиться в правильности его сборки. – Если национальными Органами контроля летной годности установлено такое требование, направить образец на контрольное испытание. 	<p>Подготовить тросы, отвечающие требованиям технических условий LN9374 или ISO 2020 или MIL-DTL-83420.</p> <p>Использовать коуши Locoloc и хомуты Nicopress, подходящие для установленных стальных тросов LN9374 диаметром 3,2 мм (1/8 дюйма).</p> <p>Проверить обжим хомутов при помощи калибра Nicopress 1/8 дюйма для овальных хомутов в соответствии с Рекомендательным циркуляром FAA AC 43.13-1B, раздел 7, подраздел 8.</p>
(5)	<p>Продеть трос управления через тефлоновые трубки, начиная с передней стороны.</p>	<p>От шпангоута крепления багажного отсека к рулю направления.</p>
(6)	<p>Установить новый ушковый наконечник на трос на стороне руля направления:</p> <ul style="list-style-type: none"> – Осмотреть ушковый наконечник троса и убедиться в правильности его сборки. – Если национальными Органами контроля летной годности установлено такое требование, направить образец на контрольное испытание. 	<p>Использовать коуши Locoloc и хомуты Nicopress, подходящие для установленных стальных тросов LN9374 диаметром 3,2 мм (1/8 дюйма).</p> <p>Проверить обжим хомутов при помощи калибра Nicopress 1/8 дюйма для овальных хомутов в соответствии с Рекомендательным циркуляром FAA AC 43.13-1B, раздел 7, подраздел 8.</p>
(7)	<p>Прикрепить трос к нижнему монтажному кронштейну руля направления:</p> <ul style="list-style-type: none"> – Установить болт крепления троса к рулю направления, втулку и проставку. – Установить шайбу и самоконтрящуюся гайку и затянуть соединение. 	<p>См. рисунок 4.</p> <p>Затянуть с усилием 6,4 Нм (4,7 фунт-с-фут). Использовать новую самоконтрящуюся гайку.</p>
(8)	<p>Прикрепить трос к трехплечей качалке:</p> <ul style="list-style-type: none"> – Установить болт крепления троса к качалке, втулку и проставку. – Установить шайбу и самоконтрящуюся гайку и затянуть соединение. 	<p>См. рисунок 4.</p> <p>Затянуть с усилием 6,4 Нм (4,7 фунт-с-фут). Использовать новую самоконтрящуюся гайку.</p>
(9)	<p>Отрегулировать натяжение левого и правого тросов управления рулем направления при помощи соответствующих тандеров.</p>	<p>См. п. 3.</p>

	Операции	Примечания/Ссылки
(10)	Выполнить проверку диапазона отклонения руля направления.	См. п. 2.
(11)	Выполнить проверку всех отрегулированных элементов системы управления. – Выполнить повторную проверку системы управления, если такое требование установлено национальными Органами контроля летной годности.	
(12)	Установить следующие элементы: – Кресла пилотов. – Пассажирское кресло.	См. подраздел 25-10.

5. Доступ к тросам управления рулем направления и трехплечей качалке

Трос руля направления/качалка	Снять для доступа	Подразделы
Тросы в кабине между противопожарной перегородкой и трехплечей качалкой.	Кресла пилотов.	См. подраздел 25-10.
Тросы в хвостовой части фюзеляжа между трехплечей качалкой и рулем направления.	Кресла пилотов. Пассажирское кресло. Руль направления.	См. подраздел 25-10. См. подраздел 55-40.
Трехплечая качалка.	Кресла пилотов.	См. подраздел 25-10.

Подраздел 27-30

Органы управления. Руль высоты

1. Общие сведения

Самолет DA 40 NG оснащен обычной системой управления рулем высоты. Для управления самолетом по тангажу используется руль высоты, установленный на стабилизаторе. Управление рулем высоты осуществляется при помощи двух ручек управления самолетом.

2. Описание

Схема расположения органов управления рулем высоты в кабине показана на рисунке 1. Схема расположения органов управления рулем высоты в хвостовой части фюзеляжа показана на рисунке 2.

На рабочем месте каждого пилота имеется ручка управления самолетом, прикрепленная к валу. На валу имеется рычаг, к которому крепится короткая тяга-толкатель. Короткая тяга присоединяется к промежуточному рычагу, установленному на носовом главном шпангоуте. К промежуточному рычагу крепится длинная тяга.

На длинной тяге установлены три направляющих подшипника. В шпангоуте крепления багажного отсека, кольцевых шпангоутах 1 и 2 имеются направляющие, через которые проходит тяга. На каждой направляющей установлены три ролика.

Длинная тяга присоединяется к качалке в нижней части киля. Качалка соединяется с проходящей в киле вертикальной тягой. Вертикальная тяга присоединяется к кабанчику руля высоты.

Ограничитель отклонения вниз руля высоты представляет собой сухарь из стеклопластика, приклеенный к внутренней стороне верхней обшивки стабилизатора. При полном отклонении руля высоты вниз передняя часть кабанчика руля высоты отклоняется до упора вверх и упирается в ограничитель.

Ограничитель отклонения вверх руля высоты представляет собой болт с втулкой, установленный в монтажном кронштейне исполнительного механизма триммера и ориентированный в обратном направлении (см. подраздел 27-38, рисунок 2). При полном отклонении руля высоты вверх передняя часть кабанчика руля высоты отклоняется до упора вниз и упирается в ограничитель.

Возможность регулирования ограничителей руля высоты отсутствует.

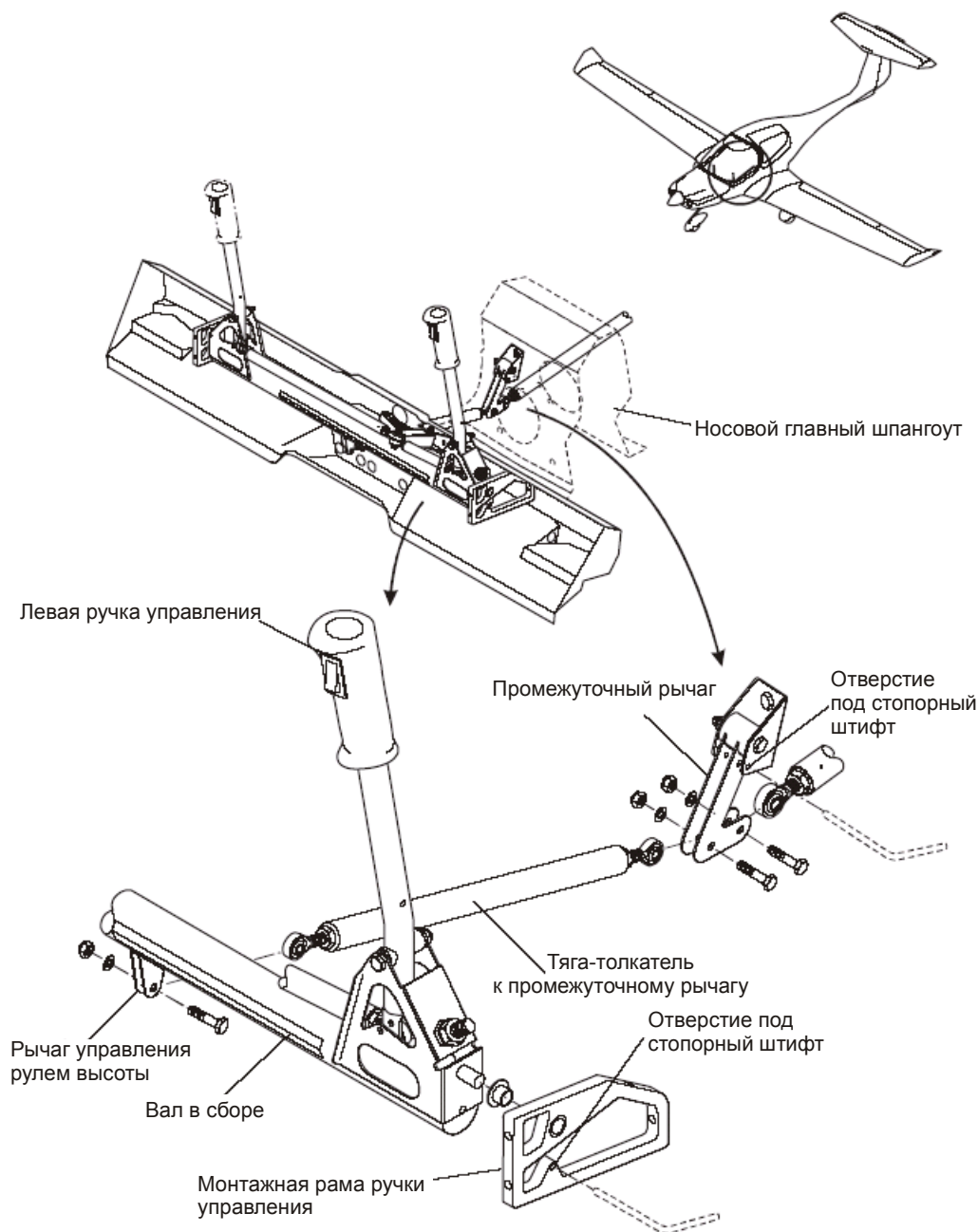


Рисунок 1. Схема установки элементов системы управления рулем высоты в кабине

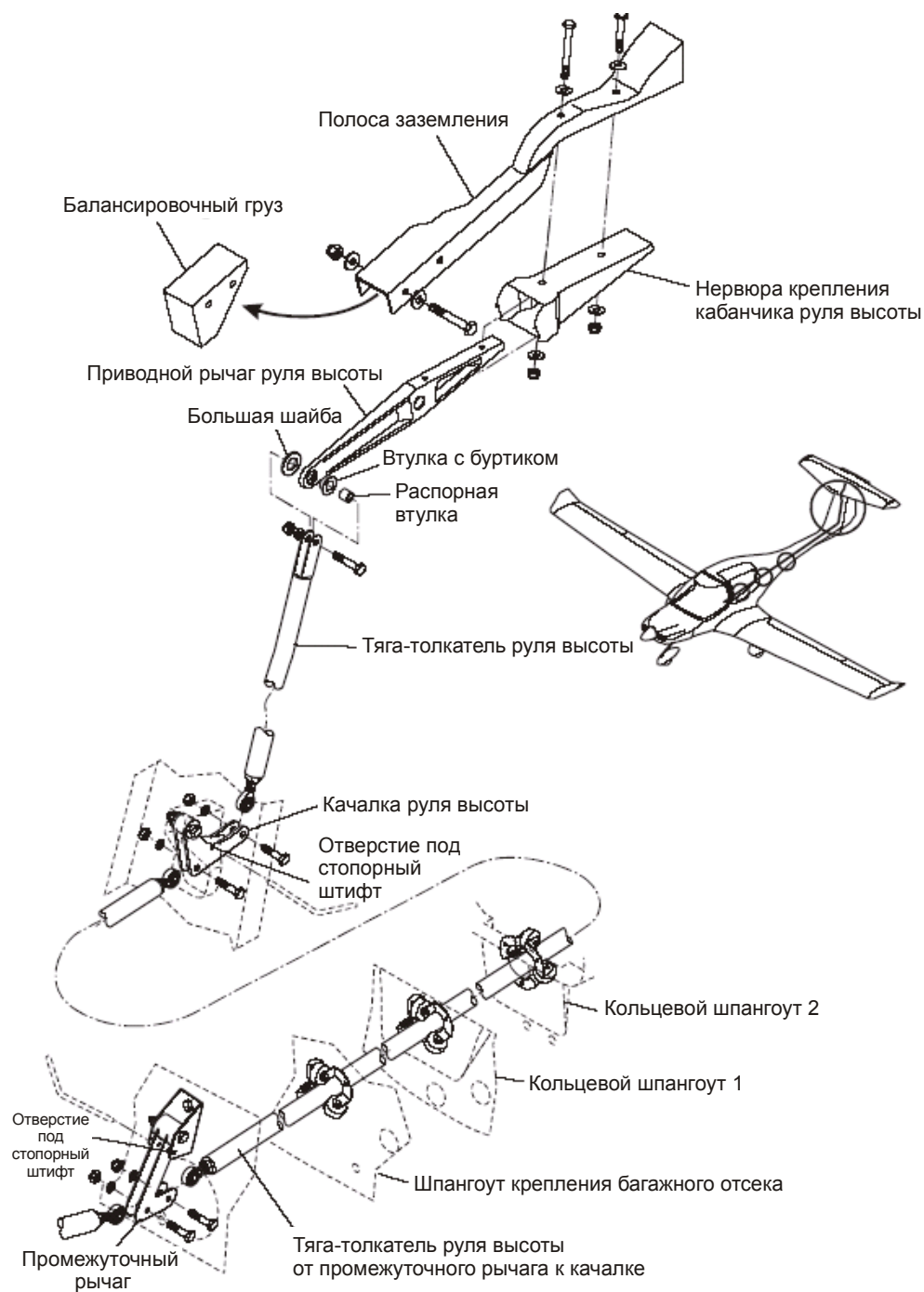
3. Принцип работы

При отклонении ручки управления самолетом вперед происходит следующее:

- Поворачивается узел вала.
- Рычаг под валом толкает короткую тягу назад.
- Короткая тяга толкает длинную тягу назад.
- Длинная тяга толкает заднюю качалку назад.
- Качалка толкает вертикальную тягу вверх.
- Вертикальная тяга отклоняет кабанчик руля высоты.
- Руль высоты отклоняется вниз.

При отклонении ручки управления самолетом назад происходит следующее:

- Поворачивается узел вала.
- Короткая и длинная тяги движутся вперед.
- Качалка тянет вертикальную тягу вниз.
- Руль высоты отклоняется вверх.



**Рисунок 2. Схема установки элементов системы управления рулем высоты
в хвостовой части фюзеляжа**

Поиск и устранение неисправностей

1. Общие сведения

В следующей таблице перечисляются возможные неисправности системы управления рулем высоты. При обнаружении неисправности, указанной в столбце «Неисправность», определить ее причину в столбце «Возможная причина» и выполнить действия по устранению неисправности, описанные в столбце «Способ устранения».

Неисправность	Возможная причина	Способ устранения
Вибрация ручки управления в воздухе.	Слишком большие зазоры в органах управления.	Осмотреть систему и выявить неисправность. Заменить неисправную деталь.
Заклинивание/заедание органов управления рулем высоты.	Неисправны подшипники.	Заменить неисправный ушковый наконечник.
	Изогнута тяга.	Заменить тягу-толкатель.

Страница намеренно оставлена пустой

Порядок технического обслуживания

1. Общие сведения

В данном подразделе описывается порядок проверки и регулировки системы управления рулем высоты. Информацию о демонтаже и установке руля высоты см. в подразделе 55-20.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: ПЕРЕД ВЫПОЛНЕНИЕМ РАБОТ С ОРГАНАМИ УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЕТА НЕОБХОДИМО УБЕДИТЬСЯ В ОТСУТСТВИИ ЛЮДЕЙ И ПОСТОРОННИХ ПРЕДМЕТОВ РЯДОМ С ОРГАНАМИ УПРАВЛЕНИЯ/РУЛЕВЫМИ ПОВЕРХНОСТЯМИ. НЕВЫПОЛНЕНИЕ ЭТОГО ТРЕБОВАНИЯ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ТРАВМАМ И ПОВРЕЖДЕНИЮ РУЛЕВЫХ ПОВЕРХНОСТЕЙ САМОЛЕТА.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: ПОСЛЕ ЗАВЕРШЕНИЯ РАБОТ С ОРГАНАМИ УПРАВЛЕНИЯ УБРАТЬ ВСЕ НЕЗАКРЕПЛЕННЫЕ ПРЕДМЕТЫ И ИНСТРУМЕНТ. НАЛИЧИЕ НЕЗАКРЕПЛЕННЫХ ПРЕДМЕТОВ ИЛИ ИНСТРУМЕНТА МОЖЕТ ПРЕПЯТСТВОВАТЬ ПЕРЕМЕЩЕНИЮ ОРГАНОВ УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЕТОМ. ЭТО МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ТРАВМЕ ИЛИ СМЕРТИ.

2. Проверка диапазона отклонения руля высоты

А. Оборудование

Наименование	Количество	Шифр
Стопорный штифт.	1	-
Линейка или угломер.	1	Серийная продукция.
Опора для фюзеляжа.	1	Серийная продукция.

В. Порядок проверки системы управления рулем высоты

Примечание: При использовании угломера следить за тем, чтобы самолет не двигался по тангажу во время проверки. Это приведет к ошибкам при измерении.

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Подготовить копию бланка Протокола регулировки рулевых поверхностей.	См. подраздел 06-00. Используется для записи результатов измерений.
(2)	При использовании угломера установить опору под хвостовую часть фюзеляжа.	Для предотвращения движения по тангажу.
(3)	Снять левое кресло пилота.	См. подраздел 25-10.

	Операции	Примечания/Ссылки
(4)	Установить стопорный штифт в монтажную раму ручки управления и вал.	См. рисунок 1.
Примечание: Все измерения параметров руля высоты проводить при помощи линейки или угломера. Измерения проводить между верхней поверхностью задней кромки стабилизатора и верхней поверхностью руля высоты.		
(5)	Убедиться, что положение руля высоты совпадает с положением стабилизатора.	На законцовках стабилизатора.
(6)	Измерить расстояние между верхней поверхностью задней кромки стабилизатора и верхней поверхностью руля высоты.	Записать результат измерения.
(7)	Убрать стопорный штифт из монтажной рамы ручки управления.	
ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: ПЕРЕД ВЫПОЛНЕНИЕМ РАБОТ С ОРГАНАМИ УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЕТА НЕОБХОДИМО УБЕДИТЬСЯ В ОТСУТСТВИИ ЛЮДЕЙ И ПОСТОРОННИХ ПРЕДМЕТОВ РЯДОМ С ОРГАНАМИ УПРАВЛЕНИЯ/РУЛЕВЫМИ ПОВЕРХНОСТЯМИ. НЕВЫПОЛНЕНИЕ ЭТОГО ТРЕБОВАНИЯ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ТРАВМАМ И ПОВРЕЖДЕНИЮ РУЛЕВЫХ ПОВЕРХНОСТЕЙ САМОЛЕТА.		
(8)	Отдать ручку управления самолетом от себя до упора в ограничитель и удерживать ее в этом положении.	
(9)	Измерить расстояние между верхней поверхностью задней кромки стабилизатора и верхней поверхностью руля высоты.	Записать результат измерения. Расстояние должно соответствовать указанному в Протоколе регулировки рулевых поверхностей.
(10)	Взять ручку управления самолетом на себя до упора в ограничитель и удерживать ее в этом положении.	
(11)	Измерить расстояние между верхней поверхностью задней кромки стабилизатора и верхней поверхностью руля высоты.	Записать результат измерения. Расстояние должно соответствовать указанному в Протоколе регулировки рулевых поверхностей.
(12)	Установить левое кресло пилота.	См. подраздел 25-10.
(13)	Убрать опору из-под хвостовой части фюзеляжа.	

3. Регулировка системы управления рулем высоты

При невозможности добиться требуемого диапазона отклонения руля высоты необходимо выполнить регулировку системы управления рулем высоты, как описано в данном пункте. Термин «остаточный ход» обозначает ход рулевой поверхности после отклонения ручки управления до упора в ограничитель в кабине.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: ПЕРЕД РЕГУЛИРОВКОЙ ДЛИНЫ ТЯГИ НЕОБХОДИМО НАДЕЖНО ЗАКРЕПИТЬ ТЯГУ. НЕВЫПОЛНЕНИЕ ЭТОГО ТРЕБОВАНИЯ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ОТСОЕДИНЕНИЮ ТЯГИ, ТРАВМЕ ИЛИ СМЕРТИ.

А. Оборудование

Наименование	Количество	Шифр
Линейка или угломер.	1	Серийная продукция.
Стопорные штифты.	3	-

В. Порядок регулировки системы управления рулем высоты

См. рисунок 1.

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Снять следующее оборудование для обеспечения доступа: <ul style="list-style-type: none"> – Кресла пилотов. – Руль направления. 	См. подраздел 25-10. См. подраздел 55-40.
(2)	Установить стопорные штифты в следующие узлы и элементы системы управления: <ul style="list-style-type: none"> – В монтажную раму ручки управления и вал. – В промежуточный рычаг. – В заднюю качалку. 	На шпангоуте крепления ручек управления. На носовом главном шпангоуте. На задней стенке киля.
(3)	При невозможности установить стопорный штифт в какой-либо рычаг или качалку отрегулировать длину соответствующих тяг.	Порядок регулировки длины тяг см. в подразделе 27-00.
(4)	Убедиться, что положение руля высоты совпадает с положением стабилизатора.	На законцовках стабилизатора.

	Операции	Примечания/Ссылки
(5)	Если руль высоты не совпадает со стабилизатором, отрегулировать длину вертикальной тяги-толкателя со стороны ее присоединения к задней качалке.	Порядок регулировки длины тяг см. в подразделе 27-00.
(6)	Убрать стопорные штифты: <ul style="list-style-type: none">– Из монтажной рамы ручки управления.– Из промежуточного рычага.– Из задней качалки.	На шпангоуте крепления ручек управления. На носовом главном шпангоуте. На задней стенке киля.
(7)	Выполнить проверку диапазона отклонения руля высоты.	См. п. 2.
(8)	Выполнить проверку всех отрегулированных элементов системы управления. <ul style="list-style-type: none">– Выполнить повторную проверку системы управления, если такое требование установлено национальными Органами контроля летной годности.	
(9)	Установить следующие элементы: <ul style="list-style-type: none">– Кресла пилотов.– Руль направления.	См. подраздел 25-10. См. подраздел 55-40.

4. Доступ к тягам управления рулем высоты

Тяга-толкатель руля высоты	Снять для доступа	Подразделы
Между валом ручек управления и промежуточным рычагом на носовом главном шпангоуте.	Кресла пилотов.	См. подраздел 25-10.
Между промежуточным рычагом на носовом главном шпангоуте и качалкой на задней стенке киля.	Кресла пилотов. Руль направления.	См. подраздел 25-10. См. подраздел 55-40.
Между качалкой на задней стенке киля и рулем высоты.	Руль направления.	См. подраздел 55-40.

5. Доступ к качалкам и рычагам системы управления рулем высоты

Качалка/рычаг системы управления рулем высоты	Снять для доступа	Подразделы
Промежуточный рычаг на носовом главном шпангоуте.	Кресла пилотов.	См. подраздел 25-10.
Качалка на задней стенке киля.	Руль направления.	См. подраздел 27-20.

Страница намеренно оставлена пустой

Подраздел 27-38

Органы управления. Триммер руля высоты

1. Общие сведения

На самолете DA 40 NG установлен руль высоты с триммером, имеющим механический привод. Триммер позволяет балансировать самолет на различную скорость и различную центровку.

Для управления триммером руля высоты используется колесо, расположенное на центральной панели. Для индикации положения триммера имеется соответствующий указатель. Передача управляющих сигналов на триммер осуществляется через гибкую тросовую проводку.

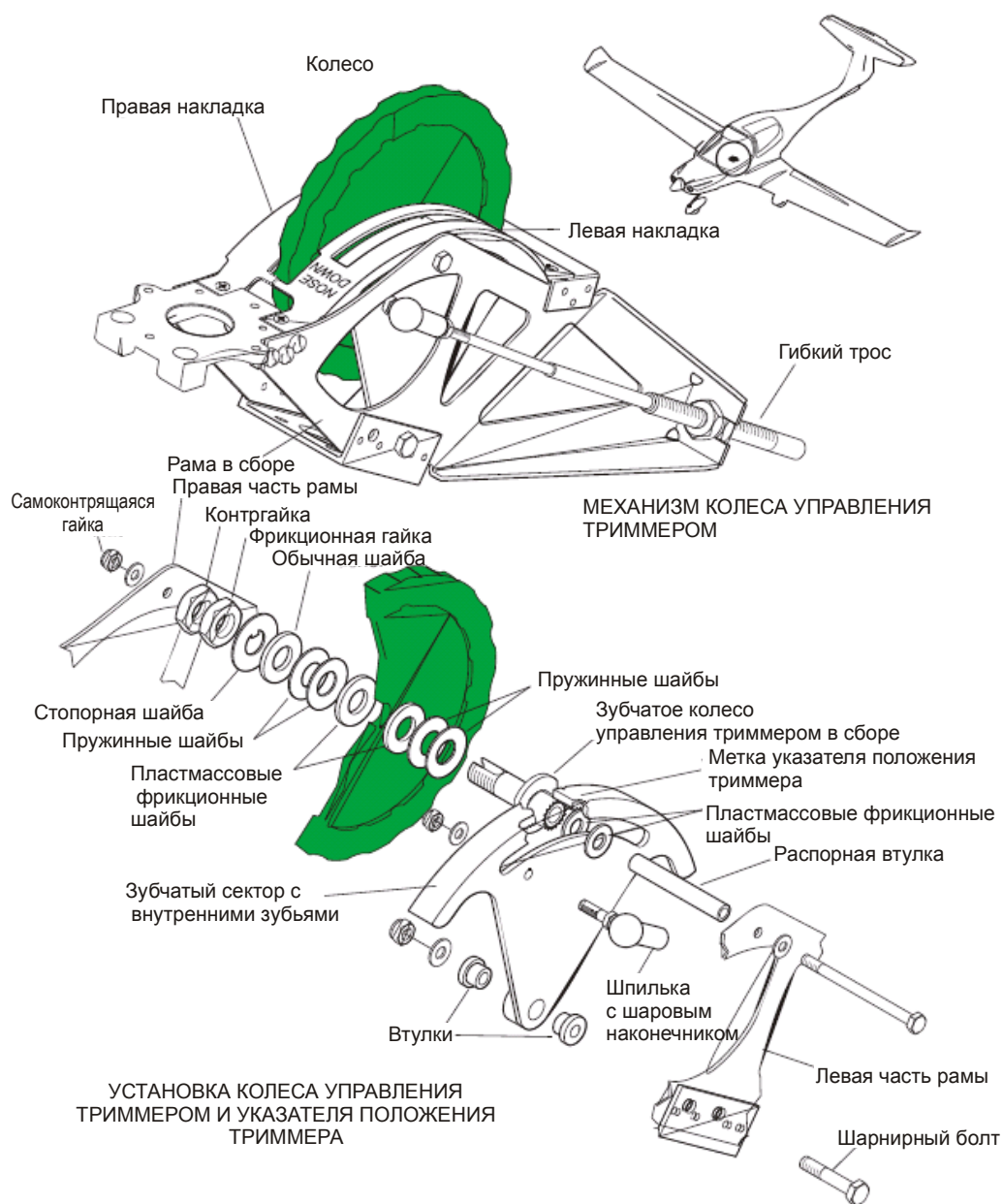


Рисунок 1. Механизм управления триммером руля высоты в кабине

2. Описание

Система триммирования состоит из трех основных частей:

- Колесо с указателем положения триммера.
- Гибкий трос, соединяющий колесо с триммером.
- Исполнительный механизм триммера.

Схема расположения элементов механизма управления триммером руля высоты в кабине показана на рисунке 1. Исполнительный механизм триммера показан на рисунке 2.

A. Механизм колеса управления триммером

Для управления триммером руля высоты используется колесо, расположенное на центральной панели. Механизм колеса управления триммером установлен на металлической монтажной раме, которая крепится к задней части блока рычагов управления двигателями и верху шпангоута крепления ручек управления.

Колесо закреплено на длинном болте, установленном в отверстия монтажной рамы. На болт вместе с колесом также установлены фрикционные накладки, обычные и пружинные шайбы. Для регулировки усилия трения предусмотрены две зажимные гайки.

К колесу крепится небольшое зубчатое колесо, которое входит в зацепление с большим зубчатым сектором с внутренними зубьями. Зубчатый сектор крепится при помощи шарнирного болта к нижней части монтажной рамы. К зубчатому сектору при помощи шпильки с шаровым наконечником присоединяется ушковый наконечник длинного гибкого троса. Внешняя оболочка троса крепится к выступу в задней части монтажной рамы.

Зубчатый сектор одновременно служит указателем положения триммера. На верхней поверхности сектора в средней ее части, на равном расстоянии от переднего и заднего краев имеется поперечная белая линия. Верхняя поверхность сектора видна через прорезь в накладке. На накладку нанесены метки, указывающие положение триммера.

B. Гибкий трос

Колесо управления триммером соединяется с триммером при помощи гибкого троса. Трос проходит через отверстия в носовом и заднем главных шпангоутах, шпангоуте крепления багажного отсека и всех кольцевых шпангоутах, вдоль передней поверхности передней стенки киля в паз в его верхней части; далее через большое отверстие в верхней части задней стенки киля к исполнительному механизму триммера.

Трос состоит из внутренней жилы и резьбовых фитингов. На каждом конце троса установлены шаровые наконечники, при помощи которых трос присоединяется к зубчатому сектору и к исполнительному механизму триммера.

Внешняя оболочка троса крепится хомутами к монтажной раме спереди и кронштейну стабилизатора сзади.

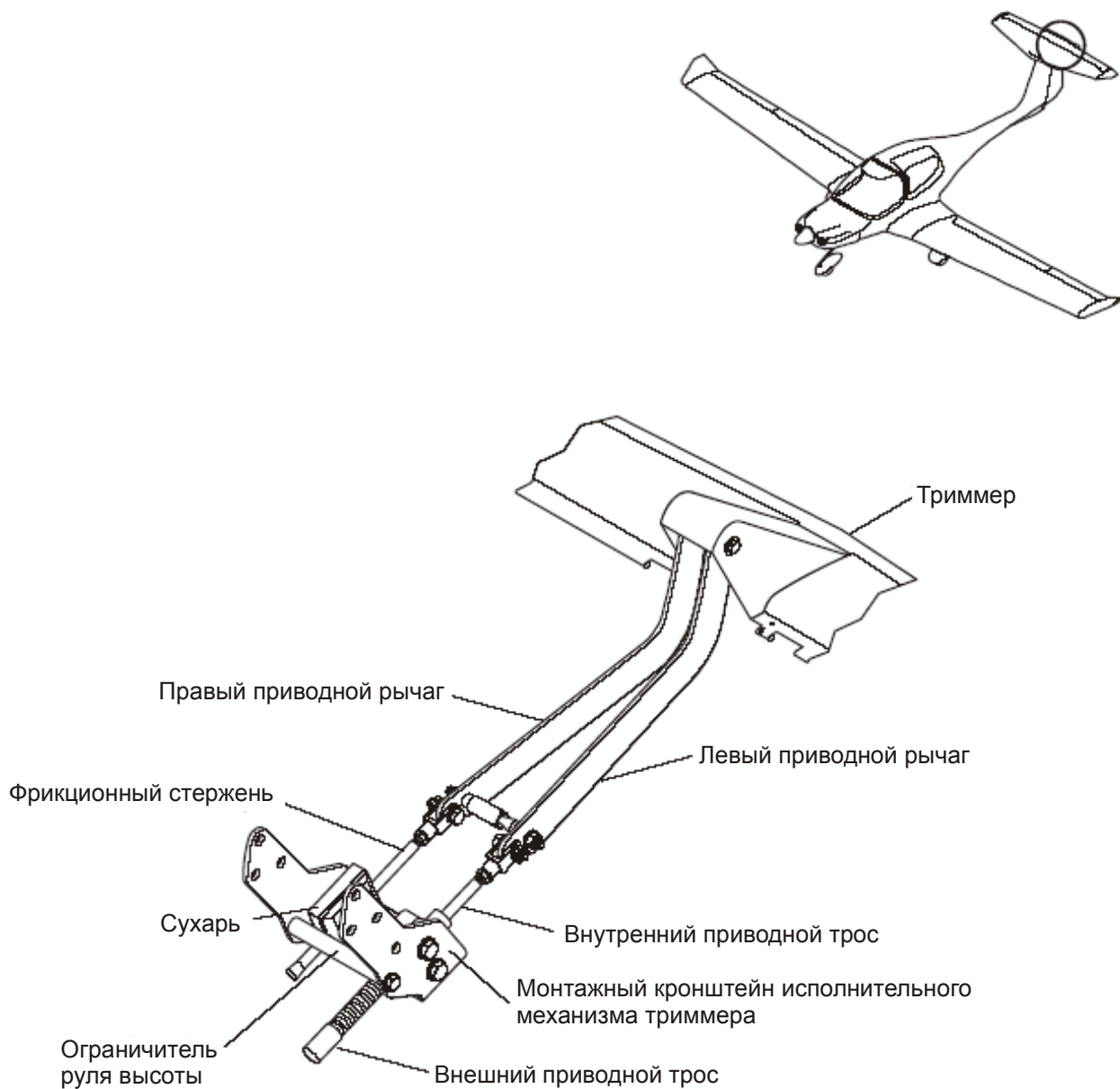


Рисунок 2. Исполнительный механизм триммера

С. Исполнительный механизм триммера

Триммер представляет собой цельноформованную деталь, изготовленную из стеклопластика. Триммер имеет два рычага. К рычагам триммера крепятся два угловых приводных рычага. Левый угловой приводной рычаг соединяется с длинным тросом. Правый приводной рычаг соединяется с фрикционным стержнем.

На фрикционном стержне установлен сухарь с отверстием для стержня. Стержень соединяется с правым приводным рычагом триммера. Усилие трения стержня в сухаре можно регулировать.

3. Принцип работы

При вращении верхней части колеса управления триммером вперед происходит следующее:

- Зубчатое колесо вращает зубчатый сектор, при этом верх сектора движется вперед.
- Зубчатый сектор тянет внутреннюю жилу троса вперед.
- Внутренняя жила троса тянет левый угловой приводной рычаг вперед.
- Левый угловой приводной рычаг тянет рычаг триммера вперед, при этом триммер отклоняется вверх.
- При отклонении триммера вверх в полете руль высоты отклоняется вниз, при этом обеспечивается балансировка в сторону пикирования.

При вращении верху колеса управления триммером назад зубчатый сектор вращается назад, трос движется назад, и триммер отклоняется вниз. При этом руль высоты отклоняется вверх и обеспечивается балансировка в сторону кабрирования.

В каждом случае пилот видит положение триммера по положению белой метки на зубчатом секторе.

4. Работа в аварийной ситуации

При отказе проводки системы управления триммером между колесом и приводным рычагом триммера работает фрикционный стержень, который предотвращает возникновение флаттера триммера.

Страница намеренно оставлена пустой

Поиск и устранение неисправностей

1. Общие сведения

В следующей таблице перечисляются возможные неисправности системы управления триммером руля высоты. При обнаружении неисправности, указанной в столбце «Неисправность», определить ее причину в столбце «Возможная причина» и выполнить действия по устранению неисправности, описанные в столбце «Способ устранения».

Неисправность	Возможная причина	Способ устранения
Чрезмерный люфт в системе управления триммером.	Изношены подшипники или соединения.	Заменить неисправные детали.
Чрезмерное усилие при вращении колеса управления триммером.	Повреждение троса. Неправильная регулировка фрикционного стержня триммера.	Заменить трос. Отрегулировать усилие трения фрикционного стержня триммера.

Страница намеренно оставлена пустой

Порядок технического обслуживания

1. Общие сведения

В данном подразделе описывается порядок проверки и регулировки системы управления триммером руля высоты. Информацию о порядке демонтажа и установки руля высоты и триммера см. в подразделе 55-20.

2. Проверка диапазона отклонения триммера руля высоты

А. Оборудование

Наименование	Количество	Шифр
Струбцина.	1	Серийная продукция.
Угломер.	1	Серийная продукция.
Опора для фюзеляжа.	1	Серийная продукция.

В. Порядок проверки системы управления триммером руля высоты

Примечание: Следить за тем, чтобы самолет не двигался по тангажу во время проверки. Это приведет к ошибкам при измерении.

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Подготовить копию бланка Протокола регулировки рулевых поверхностей.	См. подраздел 06-00. Используется для записи результатов измерений.
(2)	Установить опору под хвостовую часть фюзеляжа.	Для предотвращения движения по тангажу.
(3)	Совместить заднюю кромку руля высоты с кромкой стабилизатора и зафиксировать ее в этом положении.	Установить струбцины на законцовки.
(4)	Установить колесо управления триммером в нейтральное положение.	
Примечание: Все измерения параметров триммера проводить при помощи угломера по центру триммера.		
(5)	Установить угломер на верхнюю поверхность триммера. Обнулить угломер.	

	Операции	Примечания/Ссылки
(6)	Установить колесо управления триммером в положение NOSE DOWN (пикирование) до упора.	
(7)	Измерить угол верхней поверхности триммера.	Записать измеренное значение угла верхней поверхности триммера. Угол должен соответствовать указанному в Протоколе регулировки рулевых поверхностей.
(8)	Установить колесо управления триммером в положение NOSE UP (кабрирование) до упора.	
(9)	Измерить угол верхней поверхности триммера.	Записать измеренное значение угла верхней поверхности триммера. Угол должен соответствовать указанному в Протоколе регулировки рулевых поверхностей.
(10)	Убрать опору из-под хвостовой части фюзеляжа.	

3. Регулировка системы управления триммером руля высоты

При невозможности добиться требуемого диапазона отклонения триммера руля высоты необходимо выполнить регулировку системы управления триммером руля высоты, как описано в данном пункте.

А. Оборудование

Наименование	Количество	Шифр
Угломер.	1	Серийная продукция.
Струбцина.	1	Серийная продукция.
Опора для фюзеляжа.	1	Серийная продукция.
Пружинный динамометр.	1	Серийная продукция.

В. Порядок регулировки системы управления триммером руля высоты

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Снять следующее оборудование для обеспечения доступа: <ul style="list-style-type: none"> – Кресла пилотов. – Крышка центральной панели. 	См. подраздел 25-10.
(2)	Установить опору под хвостовую часть фюзеляжа.	Для предотвращения движения по тангажу.
(3)	Совместить заднюю кромку руля высоты с кромкой стабилизатора и зафиксировать ее в этом положении.	Установить трубки на законцовки.
(4)	Установить указатель положения триммера в нейтральное положение.	
(5)	Отрегулировать длину троса: <ul style="list-style-type: none"> – Ослабить гайки крепления внешней оболочки к монтажной раме колеса управления триммером. – Вращением гаек сместить внешнюю оболочку в необходимом направлении (вперед или назад). – Затянуть гайки. 	См. рисунок 1. Для опускания триммера смещать оболочку вперед. Для поднятия триммера смещать оболочку назад.
(6)	Выполнить проверку диапазона отклонения триммера.	См. п. 2.
(7)	Выполнить проверку всех отрегулированных элементов системы управления. <ul style="list-style-type: none"> – Выполнить повторную проверку системы управления, если такое требование установлено национальными Органами контроля летной годности. 	
(8)	Установить следующие элементы: <ul style="list-style-type: none"> – Кресла пилотов. – Крышка центральной панели. 	См. подраздел 25-10.

С. Порядок регулировки фрикционного стержня системы управления триммером руля высоты

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Снять обтекатель стабилизатора.	См. подраздел 55-10.
(2)	Отсоединить правый приводной рычаг от фрикционного стержня: <ul style="list-style-type: none">– Снять запорную скобу со шпильки с шаровым наконечником.– Потянув наконечник, отсоединить его от шпильки.	
(3)	Измерить усилие, необходимое для перемещения фрикционного стержня.	При помощи пружинного динамометра. Усилие трения должно составлять 15 - 30 Нм (3,4 - 6,7 фунта).
(4)	При необходимости отрегулировать усилие трения: <ul style="list-style-type: none">– Немного затянуть или ослабить зажимной винт.	
(5)	При необходимости повторить пп. 3 и 4.	
(6)	Присоединить правый приводной рычаг к фрикционному стержню: <ul style="list-style-type: none">– Установить наконечник на шпильку.– Установить запорную скобу в шпильку с шаровым наконечником.	
(7)	Выполнить проверку всех отрегулированных элементов системы управления. <ul style="list-style-type: none">– Выполнить повторную проверку системы управления, если такое требование установлено национальными Органами контроля летной годности.	
(8)	Установить обтекатель стабилизатора.	См. подраздел 55-10.

D. Порядок регулировки фрикционной гайки колеса системы управления триммером руля высоты

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Снять следующее оборудование для обеспечения доступа: – Кресла пилотов. – Крышка центральной панели.	См. подраздел 25-10.
(2)	Ослабить самоконтрящуюся гайку на шарнирном болте колеса управления триммером.	С правой стороны на монтажной раме.
(3)	Ослабить контргайку фрикционной гайки колеса управления триммером.	С правой внутренней стороны монтажной рамы.
(4)	Отрегулировать усилие прилегания фрикционной гайки.	К пакету обычных и пружинных шайб на шарнирном болте.
(5)	Измерить усилие трения.	Усилие трения должно составлять 200 Нм (45 фунтов).
(6)	При необходимости повторить пп. 4 и 5.	
(7)	Затянуть контргайку фрикционной гайки колеса управления триммером.	
(8)	Затянуть самоконтрящуюся гайку на шарнирном болте колеса управления триммером.	
(9)	Выполнить проверку всех отрегулированных элементов системы управления. – Выполнить повторную проверку системы управления, если такое требование установлено национальными Органами контроля летной годности.	
(10)	Установить следующие элементы: – Кресла пилотов. – Крышка центральной панели.	См. подраздел 25-10.

Страница намеренно оставлена пустой

Подраздел 27-39

Система предупреждения о сваливании

1. Общие сведения

Самолет DA 40 NG оснащен простой механической системой предупреждения о сваливании.

2. Описание и принцип работы

Система предупреждения о сваливании показана на рисунке 1.

Устройство звуковой сигнализации предупреждения о приближении к режиму сваливания расположено в главной приборной панели и соединено гибким шлангом с отверстием в передней кромке левого крыла. При приближении угла атаки к критическому значению проходящий в отверстие воздушный поток приводит в действие устройство звуковой сигнализации. Для предотвращения проникновения в кабину наружного воздуха и воды через систему предупреждения о сваливании в шланге установлен шаровой кран.

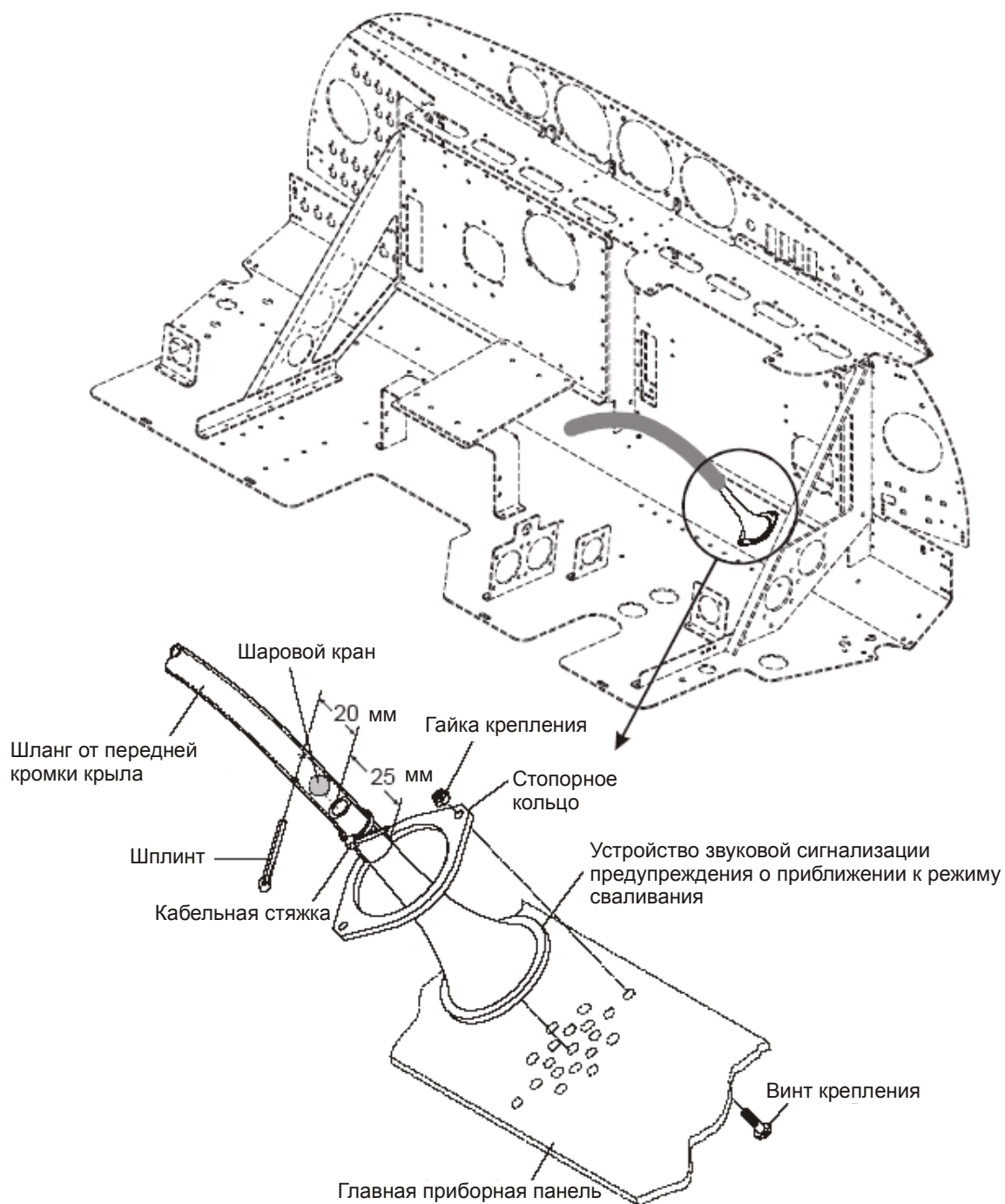


Рисунок 1: Устройство звуковой сигнализации предупреждения о приближении к режиму сваливания

Поиск и устранение неисправностей

1. Общие сведения

В следующей таблице перечисляются возможные неисправности системы предупреждения о сваливании. При обнаружении неисправности, указанной в столбце «Неисправность», определить ее причину в столбце «Возможная причина» и выполнить действия по устранению неисправности, описанные в столбце «Способ устранения».

Неисправность	Возможная причина	Способ устранения
Устройство звуковой сигнализации не работает.	Неисправно устройство звуковой сигнализации. Намерзание воды в системе предупреждения о сваливании.	Заменить устройство звуковой сигнализации. Удалить воду из системы предупреждения о сваливании.
Слишком рано подается сигнал предупреждения о приближении к режиму сваливания.	Неисправно устройство звуковой сигнализации.	Заменить устройство звуковой сигнализации.

Страница намеренно оставлена пустой

Порядок технического обслуживания

1. Общие сведения

В данном подразделе описывается порядок демонтажа и установки устройства звуковой сигнализации предупреждения о приближении к режиму сваливания, а также удаления воды из системы предупреждения о сваливании.

2. Демонтаж/установка устройства звуковой сигнализации предупреждения о приближении к режиму сваливания

А. Демонтаж устройства звуковой сигнализации предупреждения о приближении к режиму сваливания

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Снять крышку главной приборной панели.	См. подраздел 25-10.
(2)	Отсоединить шланг от устройства звуковой сигнализации: <ul style="list-style-type: none"> – Срезать кабельную стяжку крепления шланга к устройству звуковой сигнализации. – Осторожно вытянуть шланг из устройства звуковой сигнализации. – Снять шаровой кран с конца шланга. 	
(3)	Вывинтить и убрать два винта крепления устройства звуковой сигнализации к главной приборной панели с гайками.	
(4)	Снять устройство звуковой сигнализации с главной приборной панели.	

В. Установка устройства звуковой сигнализации предупреждения о приближении к режиму сваливания

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Определить класс устройства звуковой сигнализации предупреждения о приближении к режиму сваливания.	См. п. 4.
(2)	Устанавливать следует устройство звуковой сигнализации того же класса, что первоначально установленное устройство.	
(3)	Установить устройство звуковой сигнализации на место в главной приборной панели.	
(4)	Установить два винта крепления устройства звуковой сигнализации к панели и привинтить гайки.	
(5)	Убедиться, что в шланг правильно установлен шплинт.	См. рисунок 1.
(6)	Присоединить шланг к устройству звуковой сигнализации: <ul style="list-style-type: none">– Осторожно установить шаровой кран в шланг.– Осторожно надеть шланг на устройство звуковой сигнализации.– Убедиться, что расстояние от конца устройства сигнализации до шплинта равно 20 мм (0,8 дюйма).– Установить кабельную стяжку крепления шланга к устройству звуковой сигнализации.	
(7)	Установить крышку главной приборной панели.	См. подраздел 25-10.
(8)	Выполнить проверку системы предупреждения о сваливании в полете.	См. Руководство по летной эксплуатации.

3. Порядок удаления воды из системы предупреждения о сваливании

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Снять левое кресло пилота.	См. подраздел 25-10.
(2)	Осторожно потянув за шланг системы предупреждения о сваливании, отсоединить его от соединения в корневой части крыла.	
(3)	Опустить конец шланга и слить воду из системы.	
(4)	Присоединить шланг системы предупреждения о сваливании к соединителю в корневой части крыла.	
(5)	Выполнить проверку системы предупреждения о сваливании в полете.	См. Руководство по летной эксплуатации.

4. Определение класса устройства звуковой сигнализации предупреждения о приближении к режиму сваливания

Устройство звуковой сигнализации предупреждения о приближении к режиму сваливания соединяется с вакуумным насосом через регулируемый кран. Давление в футах измеряется при помощи высотомера. Для проведения испытания необходимо закрыть регулирующий кран, включить вакуумный насос и медленно открывать кран. При подаче устройством звуковой сигнализации сигнала (свистка) считать показания высотомера.

По показаниям высотомера определить класс устройства звуковой сигнализации, пользуясь следующей таблицей:

Высота по показаниям высотомера в момент начала звукового сигнала	Класс
0 - 50 футов	Отбраковать
51 - 100 футов	A
101 - 150 футов	B
151 - 200 футов	C
201 - 250 футов	D
более 251 фута	Отбраковать

Примечание:

Если результат испытания по определению класса не соответствует маркировке устройства звуковой сигнализации, устройство звуковой сигнализации предупреждения необходимо заменить на устройство того же класса.

Подраздел 27-50

Органы управления. Закрылки

1. Общие сведения

Самолет DA 40 NG оснащен закрывками, которые используются при взлете и посадке. Управление закрывками осуществляется при помощи электрического исполнительного механизма. Информацию о конструкции закрывков см. в подразделе 57-50.

Для управления закрывками используется трехпозиционный переключатель, расположенный в средней части главной приборной панели.

Индикатор положения закрывков имеет три положения: UP (закрывки убраны), T/O (взлет) и LDG (посадка).

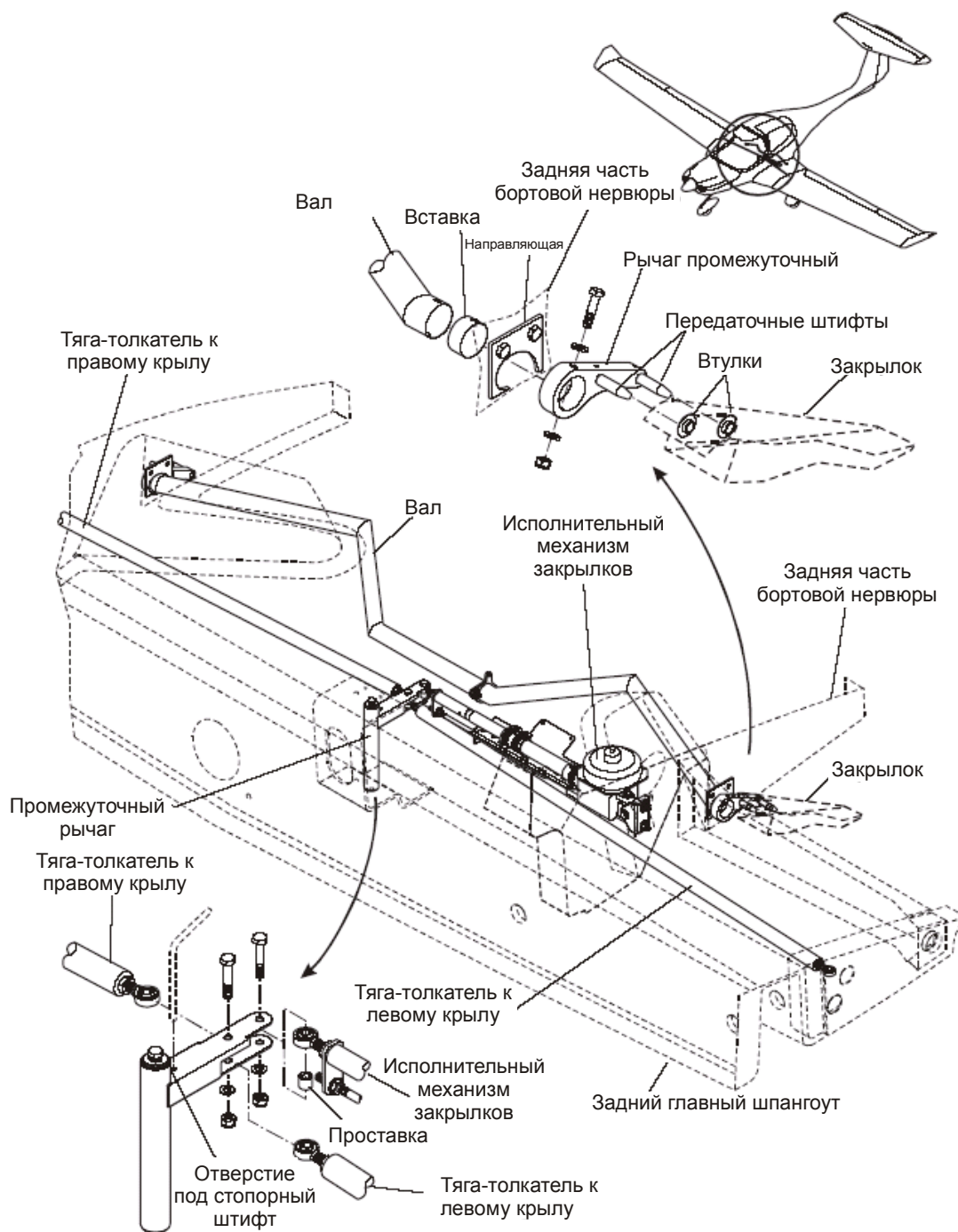


Рисунок 1. Элементы системы управления закрылками в фюзеляже

2. Описание

Расположение элементов системы управления закрылками в фюзеляже показано на рисунке 1. Расположение тяг и качалок управления закрылками в крыле показано на рисунке 2. Схема установки исполнительного механизма закрылков показана на рисунке 3.

A. Исполнительный механизм закрылков

Управление закрылками осуществляется при помощи электрического исполнительного механизма. Электрический исполнительный механизм расположен под креслом левого пассажира. Исполнительный механизм крепится к силовым элементам конструкции самолета при помощи монтажного кронштейна, установленного на задней части левой бортовой нервюры.

Электрический исполнительный механизм оснащен электроприводом. Электродвигатель оснащен редуктором, приводящим во вращение вал. Вал приводит в движение тягу-толкатель. Тяга присоединяется к промежуточному рычагу, установленному на заднем главном шпангоуте.

К тяге присоединяется кулачок, приводящий в действие пять микровыключателей. Микровыключатели входят в состав электронного контура управления закрылками.

B. Тяги-толкатели и качалки

Промежуточный рычаг на заднем главном шпангоуте соединяется с двумя тягами, которые соединяются с внутренними концами длинных тяг на корневых нервюрах крыльев. Длинные тяги соединяются с качалками закрылков в крыле. Каждая длинная тяга проходит через направляющий подшипник в корневой нервюре. Две короткие тяги соединяются с кабанчиками закрылков.

C. Вал

Коленчатый вал соединяется с внутренней стороной каждого закрылка. Вал состоит из двух частей, которые соединяются друг с другом в фюзеляже болтами.

С внешней стороны каждой части коленчатого вала к валу крепится промежуточный рычаг с двумя передаточными штифтами. Передаточные штифты установлены в отверстия втулок в корневой нервюре закрылка.

В случае отказа механической системы управления закрылками вал передает вращение одного закрылка другому закрылку, обеспечивая таким образом синхронизацию закрылков.

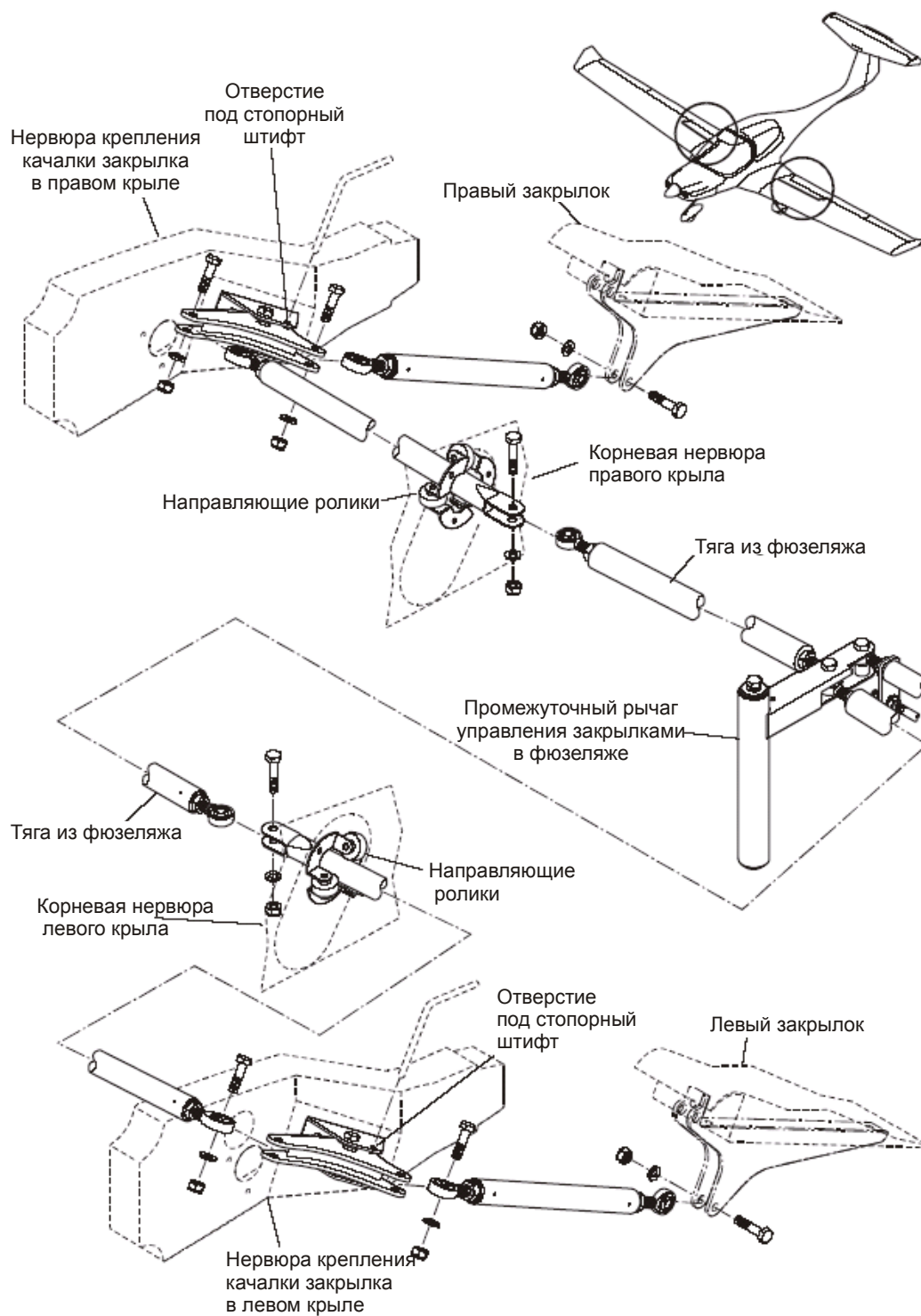


Рисунок 2. Органы управления закрылками в крыле

D. Электрическая система управления закрылками

Электрическая система управления закрылками показана на рисунке 4. Электропитание на систему управления закрылками подается от основной шины или от шины основных потребителей (при ее наличии). Защита цепи обеспечивается предохранителем номиналом 10 А. Монтажную схему см. в разделе 92.

Электрическая система управления закрылками построена на полупроводниковых приборах и включает в себя электронный блок управления и панель с выключателями. Электронный блок управления расположен на главной приборной панели. Панель с выключателями установлена на исполнительном механизме закрылков.

На электронном блоке управления имеется трехпозиционный переключатель с индикатором положения закрылков. Переключатель имеет следующие положения:

- UP (закрылки полностью убраны). $0^\circ \pm 1^\circ$
- T/O (взлетное положение). $20^\circ \pm 2^\circ$
- LDG (посадочное положение). $42^\circ \pm 1^\circ$

Индикатор положения закрылков состоит из трех светодиодов. Верхний светодиод горит, когда закрылки убраны, т.е. находятся в положении UP. Средний светодиод горит, когда закрылки находятся в положении T/O (взлет). Нижний светодиод горит, когда закрылки находятся в положении LDG (посадка).

Панель с выключателями установлена на корпусе исполнительного механизма закрылков. На панели расположены пять микровыключателей и плата полупроводниковых логических элементов.

Логические контуры осуществляют контроль выходных сигналов переключателя и микровыключателей на панели с выключателями. Контуры управляют четырьмя силовыми транзисторами, два из которых подают питание на электродвигатель привода закрылков, а другие два подключают электродвигатель к земле.

Каждый микровыключатель крепится к панели двумя винтами. Положение панели с выключателями можно регулировать при помощи трех червячных хомутов. Микровыключатели имеют следующее назначение:

- Микровыключатель 1 — убранное положение закрылков.
- Микровыключатель 2 — индикация убранного положения; выпуск для установки в положение T/O (взлет).
- Микровыключатель 3 — индикация положения T/O (взлет).
- Микровыключатель 4 — положение LDG (посадка).
- Микровыключатель 5 — индикация положения LDG (посадка);
уборка для установки в положение T/O (взлет).

Соединение элементов осуществляется при помощи жгутов с многоконтактными разъемами.

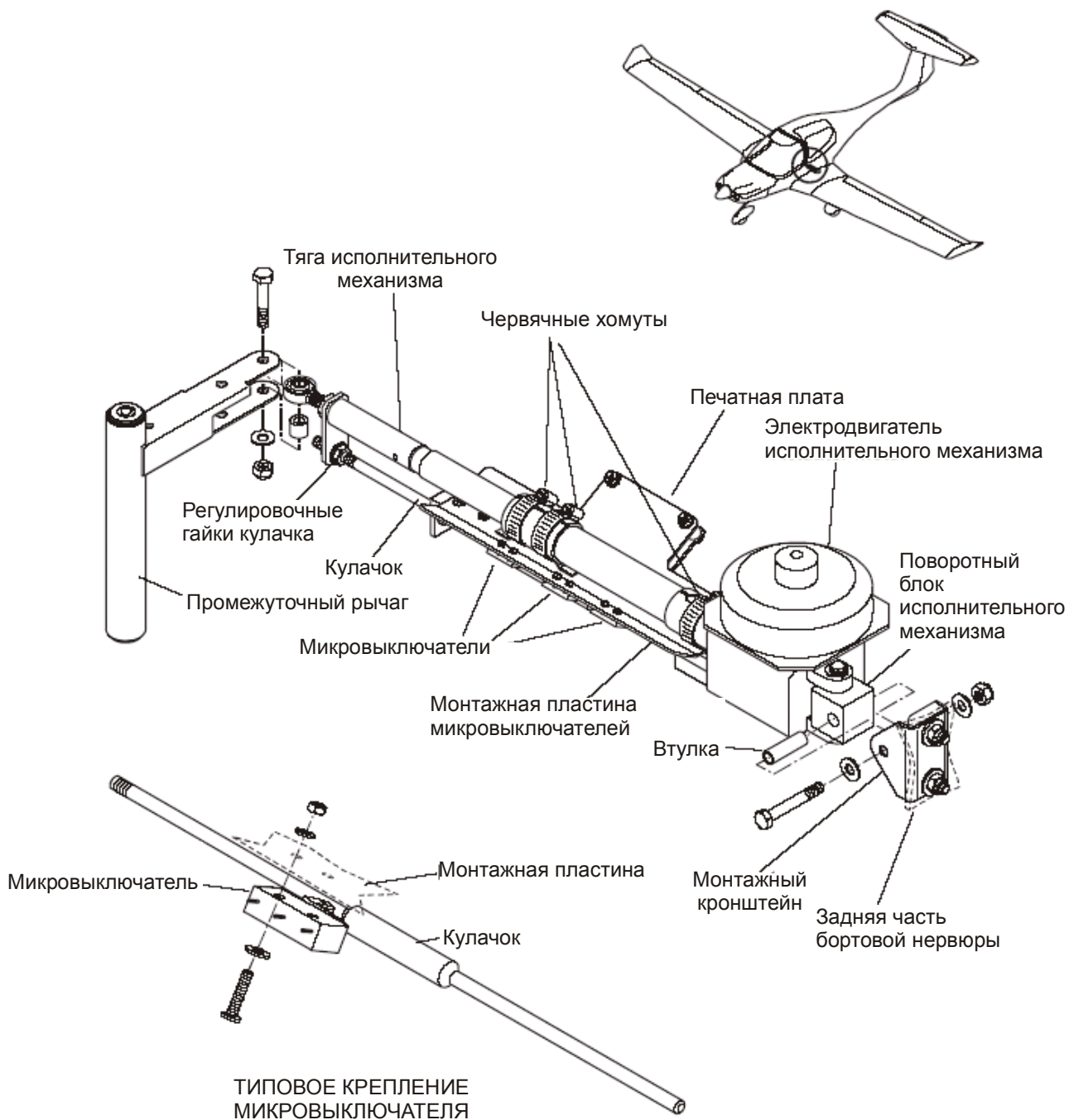


Рисунок 3. Установка исполнительного механизма закрылков

3. Принцип работы

При нажатии на переключатель управления закрылками происходит следующее:

- Выключатель подает питание на соответствующий логический контур.
- Логический контур подает питание на соответствующие транзисторы, которые, в свою очередь, подают электропитание на электродвигатель привода закрылков или подключают его к земле.
- Электродвигатель привода закрылков приводит во вращение редуктор и вал, при этом тяга устанавливается в новое заданное положение.
- Тяга вращает промежуточный рычаг вокруг его оси.
- Промежуточный рычаг приводит в движение тяги в фюзеляже и крыльях.
- Тяги приводят в движение качалки в левом и правом крыльях.
- Две короткие тяги приводят в движение закрылки.

После установки закрылков в заданное положение:

- Кулачок исполнительного механизма закрылков нажимает на соответствующие микровыключатели положения и индикации положения.
- Логический контур обесточивает соответствующие транзисторы и электродвигатель привода.
- На индикаторе положения закрылков отображается новое положение закрылков.

4. Безопасность при отказе

Система управления закрылками обладает следующими функциями безопасности:

- При залипании микровыключателя положения LDG (посадка) в замкнутом положении тяга исполнительного механизма закрылков продвигается еще приблизительно на 5 мм (0,2 дюйма) и упирается во внутренний упор. Это позволяет предотвратить повреждение закрылков. Предохранитель FLAP (закрылки) размыкается.
- При залипании микровыключателя UP (убранное положение) в замкнутом положении тяга исполнительного механизма продвигается еще приблизительно на 5 мм (0,2 дюйма), после чего упирается в торец корпуса исполнительного механизма. Это позволяет предотвратить повреждение закрылков. Предохранитель FLAP (закрылки) размыкается.
- В случае отказа элементов механической системы управления одним закрылком соединяющий закрылки вал предотвращает рассинхронизацию закрылков.

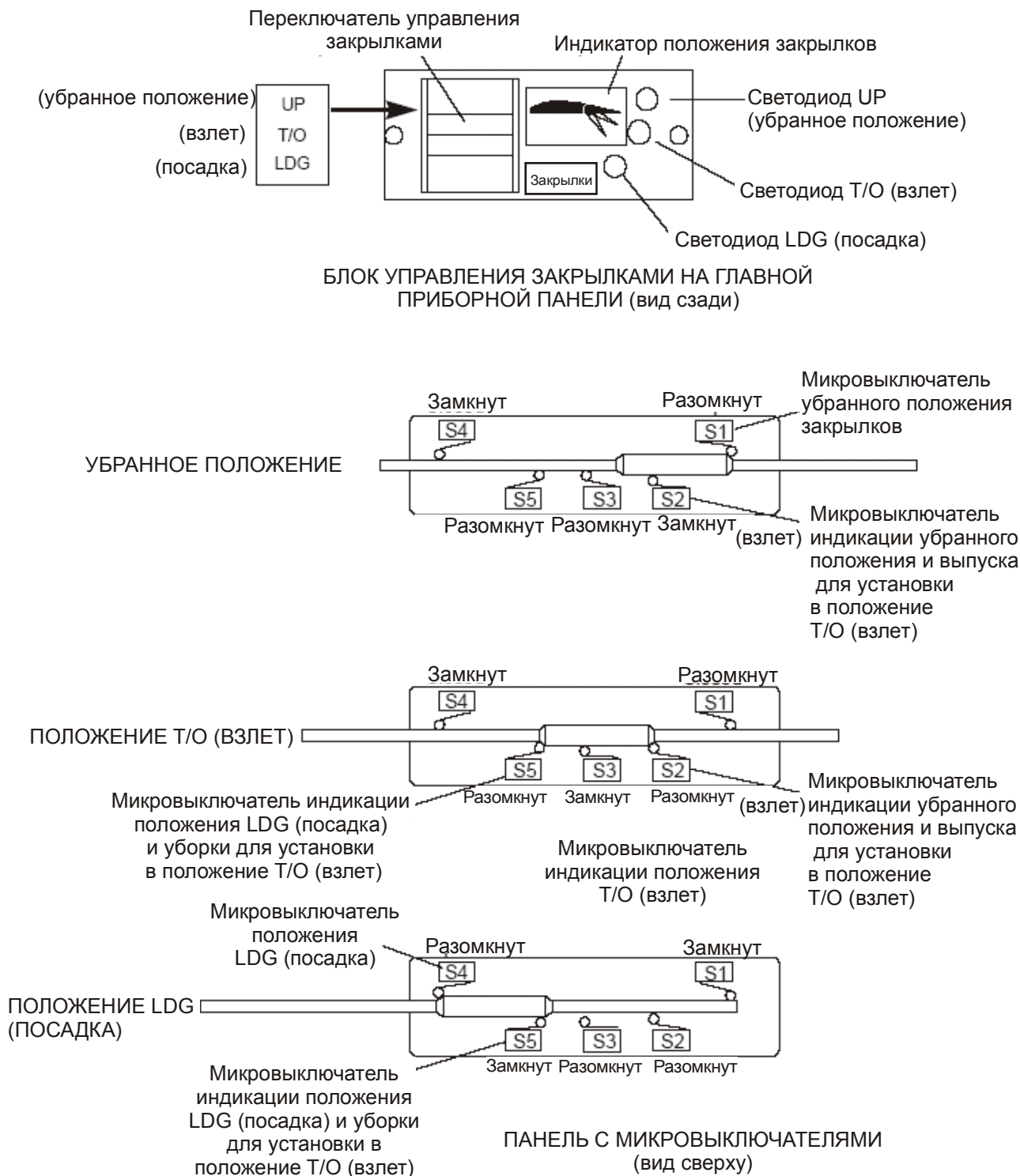


Рисунок 4. Электрическая система управления закрылками

Поиск и устранение неисправностей

1. Общие сведения

В следующей таблице перечисляются возможные неисправности системы управления закрылками. При обнаружении неисправности, указанной в столбце «Неисправность», определить ее причину в столбце «Возможная причина» и выполнить действия по устранению неисправности, описанные в столбце «Способ устранения».

Неисправность	Возможная причина	Способ устранения
Закрылки не работают.	Разомкнут предохранитель. Низкое напряжение в бортовой сети самолета. Неисправен переключатель управления закрылками.	Замкнуть предохранитель закрылков. Проверить напряжение в бортовой сети самолета. Заменить электронный блок управления закрылками.
Предохранитель закрылков размыкается.	Короткое замыкание на землю проводов электронного блока управления или микровыключателей. Короткое замыкание на землю в электронном блоке управления. Короткое замыкание на землю в микровыключателе. Короткое замыкание на землю в проводе между замкнутым микровыключателем и блоком управления.	Измерить сопротивление между каждым проводом и землей. Отремонтировать или заменить неисправные провода. Заменить электронный блок управления. Заменить микровыключатель. Измерить сопротивление между каждым проводом и землей. Отремонтировать или заменить неисправные провода.
Предохранитель закрылков размыкает цепь при установке переключателя управления закрылками в любое выпущенное положение.	Короткое замыкание на землю в проводе питания электродвигателя.	Измерить сопротивление между каждым проводом и землей. Отремонтировать или заменить неисправные провода.
Предохранитель закрылков размыкает цепь при установке переключателя управления закрылками в любое убранное положение.	Короткое замыкание на землю в проводе питания электродвигателя.	Измерить сопротивление между каждым проводом и землей. Отремонтировать или заменить неисправные провода.
Предохранитель закрылков размыкает цепь при остановке закрылков в заданном положении.	Короткое замыкание на землю в проводах электронного блока управления от соответствующего микровыключателя индикации.	Измерить сопротивление между каждым проводом и землей. Отремонтировать или заменить неисправные провода.

Неисправность	Возможная причина	Способ устранения
Предохранитель закрылков размыкает цепь после начала выпуска закрылков из убранного положения.	Короткое замыкание на землю в проводах электронного блока управления от микровыключателя 1.	Измерить сопротивление между каждым проводом и землей. Отремонтировать или заменить неисправные провода.
Предохранитель закрылков размыкает цепь после начала уборки закрылков из положения LDG (посадка).	Короткое замыкание на землю в проводах электронного блока управления от микровыключателя 4.	Измерить сопротивление между каждым проводом и землей. Отремонтировать или заменить неисправные провода.
Закрылки движутся медленно.	Низкое напряжение в бортовой сети самолета. Неисправен электродвигатель привода закрылков. Неисправен исполнительный механизм закрылков.	Проверить напряжение в бортовой сети самолета. Проверить наличие напряжения питания 14 В на электродвигателе при включенном электродвигателе. При наличии напряжения 14 В на электродвигателе заменить исполнительный механизм. Осмотреть исполнительный механизм. При обнаружении повреждения заменить исполнительный механизм закрылков.
Закрылки не совмещаются с задней кромкой крыла.	Закрылки выпускались на слишком высокой воздушной скорости.	Осмотреть систему закрылков. Заменить поврежденные детали. Отрегулировать систему.
Закрылки не устанавливаются в положение LDG (посадка), при этом правильно устанавливаются в положения T/O (взлет) и UP (убранное положение).	Неисправен микровыключатель 4. Обрыв провода в цепи микровыключателя 4.	Заменить микровыключатель. Проверить проводку на обрыв. Отремонтировать или заменить неисправный провод.
Закрылки не устанавливаются в положение UP (убранное положение), при этом правильно устанавливаются в положения T/O (взлет) и LDG (посадка).	Неисправен микровыключатель 1. Обрыв провода в цепи микровыключателя 1.	Заменить микровыключатель. Проверить проводку на обрыв. Отремонтировать или заменить неисправный провод.

Неисправность	Возможная причина	Способ устранения
Отсутствует индикация положения LDG (посадка) после установки закрылков в положение LDG (посадка). Закрылки не устанавливаются из положения LDG (посадка) в положение T/O (взлет), при этом правильно устанавливаются из положения LDG (посадка) в положение UP (убранное положение).	Неисправен микровыключатель 5. Обрыв провода в цепи микровыключателя 5.	Заменить микровыключатель. Проверить проводку на обрыв. Отремонтировать или заменить неисправный провод.
Отсутствует индикация положения UP (убранное положение) после установки закрылков в убранное положение. Закрылки не устанавливаются из положения UP (убранное положение) в положение T/O (взлет), при этом правильно устанавливаются из положения UP (убранное положение) в положение LDG (посадка).	Неисправен микровыключатель 2. Обрыв провода в цепи микровыключателя 2.	Заменить микровыключатель. Проверить проводку на обрыв. Отремонтировать или заменить неисправный провод.
Отсутствует индикация положения T/O (взлет) после установки закрылков в положение T/O (взлет). Закрылки правильно устанавливаются во все положения.	Неисправен микровыключатель 3. Обрыв провода в цепи микровыключателя 3.	Заменить микровыключатель. Проверить проводку на обрыв. Отремонтировать или заменить неисправный провод.
Предохранитель закрылков размыкает цепь по окончании движения вниз.	Неисправен микровыключатель 4.	Заменить микровыключатель.
Предохранитель закрылков размыкает цепь по окончании движения вверх.	Неисправен микровыключатель 1.	Заменить микровыключатель.
Светодиод LDG (посадка) продолжает гореть, когда закрылки не находятся в положении LDG (посадка). Другая индикация в норме.	Неисправен микровыключатель 5.	Заменить микровыключатель.
Светодиод UP (убранное положение) продолжает гореть, когда закрылки не находятся в убранном положении. Другая индикация в норме.	Неисправен микровыключатель 2.	Заменить микровыключатель.

Неисправность	Возможная причина	Способ устранения
Светодиод Т/О (взлет) продолжает гореть, когда закрылки не находятся в положении Т/О (взлет). Другая индикация в норме.	Неисправен микровыключатель 3.	Заменить микровыключатель.
При выпуске закрылков из убранного положения в положение Т/О (взлет) закрылки устанавливаются в положение LDG (посадка).	Неисправен микровыключатель 2.	Заменить микровыключатель.
При уборке закрылков из положения LDG (посадка) в положение Т/О (взлет) закрылки устанавливаются в убранное положение.	Неисправен микровыключатель 5.	Заменить микровыключатель.

Порядок технического обслуживания

1. Общие сведения

В данном подразделе описывается порядок демонтажа и установки элементов системы управления закрылками, а также проверки и регулировки системы. Информацию о демонтаже и установке закрылков см. в подразделе 57-50.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ:

ПЕРЕД ВЫПОЛНЕНИЕМ РАБОТ С ОРГАНАМИ УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЕТА НЕОБХОДИМО УБЕДИТЬСЯ В ОТСУТСТВИИ ЛЮДЕЙ И ПОСТОРОННИХ ПРЕДМЕТОВ РЯДОМ С ОРГАНАМИ УПРАВЛЕНИЯ/РУЛЕВЫМИ ПОВЕРХНОСТЯМИ. НЕВЫПОЛНЕНИЕ ЭТОГО ТРЕБОВАНИЯ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ТРАВМАМ И ПОВРЕЖДЕНИЮ РУЛЕВЫХ ПОВЕРХНОСТЕЙ САМОЛЕТА.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ:

ПОСЛЕ ЗАВЕРШЕНИЯ РАБОТ С ОРГАНАМИ УПРАВЛЕНИЯ УБРАТЬ ВСЕ НЕЗАКРЕПЛЕННЫЕ ПРЕДМЕТЫ И ИНСТРУМЕНТ. НАЛИЧИЕ НЕЗАКРЕПЛЕННЫХ ПРЕДМЕТОВ ИЛИ ИНСТРУМЕНТА МОЖЕТ ПРЕПЯТСТВОВАТЬ ПЕРЕМЕЩЕНИЮ ОРГАНОВ УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЕТОМ. ЭТО МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ТРАВМЕ ИЛИ СМЕРТИ.

2. Демонтаж/установка исполнительного механизма закрылков

См. рисунки 1 и 3.

А. Демонтаж исполнительного механизма закрылков

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	По возможности установить закрылки в положение Т/О (взлет).	
(2)	Отсоединить главную аккумуляторную батарею самолета.	См. подраздел 24-31.
(3)	Снять пассажирское кресло.	См. подраздел 25-10.
(4)	Отсоединить разъем электропитания от электродвигателя привода закрылков.	
(5)	Отсоединить вилку жгута проводов управления от панели с выключателями.	
(6)	Вывинтить болт крепления тяги исполнительного механизма к промежуточному рычагу.	На заднем главном шпангоуте. Удерживать закрылки.
(7)	Опустить закрылки рукой до упора.	
(8)	Вывинтить болт крепления корпуса исполнительного механизма к монтажному кронштейну.	На задней части бортовой нервюры левого крыла.
(9)	Снять исполнительный механизм с самолета.	

В. Установка исполнительного механизма закрылков

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Установить исполнительный механизм закрылков на место в фюзеляже.	
(2)	Ввинтить болт крепления корпуса исполнительного механизма к монтажному кронштейну.	На задней части бортовой нервюры левого крыла. Убедиться, что втулка в поворотном блоке исполнительного механизма расположена правильно. Усилие затяжки: 6,4 Нм (4,7 фунт-с-фут).
(3)	Установить болт крепления тяги исполнительного механизма к промежуточному рычагу и затянуть соединение.	На заднем главном шпангоуте. Удерживать закрылки. Усилие затяжки: 6,4 Нм (4,7 фунт-с-фут).
(4)	Присоединить вилку жгута проводов управления к панели с выключателями.	
(5)	Присоединить разъем электропитания к электродвигателю привода закрылков.	
(6)	Подключить главную аккумуляторную батарею самолета.	См. подраздел 24-31.
(7)	Выполнить регулировку.	См. п. 4.
(8)	Выполнить проверку всех установленных элементов системы управления. – Выполнить повторную проверку системы управления, если такое требование установлено национальными Органами контроля летной годности.	
(9)	Установить пассажирское кресло.	См. подраздел 25-10.

3. Проверка системы управления закрылками**А. Оборудование**

Наименование	Количество	Шифр
Угломер	1	Серийная продукция.
Пружинный динамометр.	1	Серийная продукция.

В. Порядок проверки системы управления закрылками

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Подготовить копию бланка Протокола регулировки рулевых поверхностей.	См. подраздел 06-00. Используется для записи результатов измерений.
(2)	<p>Убедиться, что закрылки полностью убраны:</p> <ul style="list-style-type: none"> – Установить выключатель ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования) в положение ON (вкл.). – Установить закрылки в положение T/O (взлет). – После остановки закрылков установить их в положение UP (убранное положение). – После остановки закрылков установить выключатель ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования) в положение OFF (выкл.). 	
(3)	<p>Измерить усилие сдвига закрылка в убранном положении:</p> <ul style="list-style-type: none"> – Прикрепить петлю из самоклеящейся ленты к задней кромке левого закрылка напротив упора убранного положения. – Прикрепить к петле пружинный динамометр и потянуть его так, чтобы закрылок слегка отошел от упора убранного положения. – Записать измеренное значение в Протокол регулировки рулевых поверхностей. 	Значение должно соответствовать указанному в Протоколе регулировки рулевых поверхностей.
(4)	Если усилие сдвига не соответствует указанным значениям, отрегулировать тягу управления между качалкой в крыле и кабанчиком. При необходимости повторить пп. 3 и 4.	См. подраздел 27-00.

	Операции	Примечания/Ссылки
(5)	Повторить пп. 3 и 4 для правого закрылка.	
(6)	<p>Выставить ноль угломера по левому закрылку:</p> <ul style="list-style-type: none"> – Установить угломер на левый закрылок рядом с кабанчиком закрылка. – Обнулить угломер. – Снять угломер. 	
(7)	<p>Установить закрылки в положение T/O (взлет):</p> <ul style="list-style-type: none"> – Установить выключатель ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования) в положение ON (вкл.). – Установить закрылки в положение T/O (взлет). – После остановки закрылков установить выключатель ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования) в положение OFF (выкл.). 	
(8)	<p>Измерить угол левого закрылка.</p> <ul style="list-style-type: none"> – Записать измеренное значение в Протокол регулировки рулевых поверхностей. 	<p>При помощи угломера.</p> <p>Значение должно соответствовать указанному в Протоколе регулировки рулевых поверхностей.</p>
(9)	Повторить п. 8 для правого закрылка.	
(10)	<p>Установить закрылки в положение LDG (посадка):</p> <ul style="list-style-type: none"> – Установить выключатель ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования) в положение ON (вкл.). – Установить закрылки в положение LDG (посадка). – После остановки закрылков установить выключатель ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования) в положение OFF (выкл.). 	
(11)	<p>Измерить угол левого закрылка.</p> <ul style="list-style-type: none"> – Записать измеренное значение в Протокол регулировки рулевых поверхностей. 	<p>При помощи угломера.</p> <p>Значение должно соответствовать указанному в Протоколе регулировки рулевых поверхностей.</p>
(12)	Повторить п. 11 для правого закрылка.	
(13)	УБРАТЬ закрылки.	

4. Регулировка системы управления закрылками

При невозможности добиться требуемого диапазона отклонения закрылков необходимо выполнить регулировку системы управления закрылками, как описано в данном пункте.

А. Оборудование

Наименование	Количество	Шифр
Стопорные штифты.	3	-
Угломер.	1	Серийная продукция.

В. Порядок регулировки системы управления закрылками

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Подготовить копию бланка Протокола регулировки рулевых поверхностей.	См. подраздел 06-00. Используется для записи результатов измерений.
(2)	Снять следующее оборудование для обеспечения доступа: <ul style="list-style-type: none"> – Пассажирское кресло. – Люки подхода к качалкам закрылков. 	См. подраздел 25-10. См. подраздел 53-40.
(3)	Отсоединить главную аккумуляторную батарею самолета.	См. подраздел 24-31.
(4)	Вывинтить и убрать болт крепления тяги исполнительного механизма к промежуточному рычагу с проставкой, шайбой и гайкой.	На заднем главном шпангоуте. Удерживать закрылки.
(5)	Установить стопорный штифт в промежуточный рычаг.	См. рисунок 3. На заднем главном шпангоуте.
(6)	Установить стопорные штифты в качалки закрылков в левом и правом крыльях. При необходимости отрегулировать длину тяг между промежуточным рычагом и качалками.	См. подраздел 27-00.
(7)	Убрать стопорные штифты: <ul style="list-style-type: none"> – Из промежуточного рычага. – Из качалок закрылков в левом и правом крыльях. 	
(8)	Подключить главную аккумуляторную батарею самолета.	См. подраздел 24-31.
(9)	Сильно прижать закрылки к упорам убранного положения.	

	Операции	Примечания/Ссылки
(10)	Убедиться, что оба закрылка упираются в упоры убранного положения одновременно. При необходимости отрегулировать длину тяги между качалкой в крыле и закрылком.	См. подраздел 27-00.
ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: ЗАПРЕЩАЕТСЯ ПРИКАСАТЬСЯ К ИСПОЛНИТЕЛЬНОМУ МЕХАНИЗМУ ВО ВРЕМЯ ЕГО РАБОТЫ. ЭТО МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ТРАВМИРОВАНИЮ ДВИЖУЩИМИСЯ ДЕТАЛЯМИ.		
(11)	<p>Переключить исполнительный механизм в положение Т/О (взлет):</p> <ul style="list-style-type: none"> – Не допускать касания рычага тягой исполнительного механизма. – Установить выключатель ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования) в положение ON (вкл.). – Установить переключатель управления закрылками в положение Т/О (взлет). – После остановки исполнительного механизма установить переключатель управления закрылками в положение UP (убранное положение). – После остановки исполнительного механизма установить выключатель ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования) в положение OFF (выкл.). 	При помощи веревки, продетой через ушковый наконечник.
(12)	Измерить выдвижение тяги исполнительного механизма.	Расстояние между центром ушкового наконечника тяги исполнительного механизма и центром монтажного отверстия поворотного блока исполнительного механизма должно составлять 379,7 мм (14,87 дюйма).
(13)	<p>Если выдвижение тяги исполнительного механизма не соответствует указанному, отрегулировать длину штока, на котором установлен кулачок:</p> <ul style="list-style-type: none"> – Ослабить гайки крепления штока с кулачком к планке на стороне ушкового наконечника. – Вращением гаек отрегулировать положение штока с кулачком. – Затянуть гайки. 	<p>См. рисунок 3.</p> <p>Один оборот по часовой стрелке уменьшает выдвижение на 1 мм (0,04 дюйма).</p> <p>Усилие затяжки: 6,4 Нм (4,7 фунт-с-фут).</p>
(14)	При необходимости повторить пп. 12 и 13 до получения требуемого выдвижения.	

	Операции	Примечания/Ссылки
(15)	<p>Присоединить исполнительный механизм закрылков:</p> <ul style="list-style-type: none"> – Сильно прижать закрылки к упорам убранного положения. – При необходимости совместить ушковый наконечник с промежуточным рычагом, отрегулировав положение наконечника: <ul style="list-style-type: none"> – Ослабить зажимную гайку. – Вращая ушковый наконечник, совместить его с промежуточным рычагом. – Затянуть зажимную гайку. – Установить и затянуть болт крепления ушкового наконечника к промежуточному рычагу с проставкой, шайбой и гайкой. 	<p>Усилие затяжки: 16 Нм (11,8 фунт-с-фут).</p> <p>Усилие затяжки: 6,4 Нм (4,7 фунт-с-фут).</p>
(16)	<p>Измерить усилие сдвига закрылка в убранном положении:</p> <ul style="list-style-type: none"> – Прикрепить петлю из самоклеящейся ленты к задней кромке левого закрылка напротив упора убранного положения. – Прикрепить к петле пружинный динамометр и потянуть его так, чтобы закрылок слегка отошел от упора убранного положения. – Записать измеренное значение в Протокол регулировки рулевых поверхностей. 	<p>Значение должно соответствовать указанному в Протоколе регулировки рулевых поверхностей.</p>
(17)	<p>Если усилие сдвига не соответствует указанным значениям, отрегулировать тягу управления между качалкой в крыле и кабанчиком. При необходимости повторить пп. 16 и 17.</p>	<p>См. подраздел 27-00.</p>
(18)	<p>Повторить пп. 16 и 17 для правого закрылка.</p>	
(19)	<p>Выполнить проверку системы управления закрылками.</p>	<p>См. п. 3.</p>
(20)	<p>Выполнить проверку всех отрегулированных элементов системы управления.</p> <ul style="list-style-type: none"> – Выполнить повторную проверку системы управления, если такое требование установлено национальными Органами контроля летной годности. 	

	Операции	Примечания/Ссылки
(21)	<p>Установить следующие элементы:</p> <ul style="list-style-type: none"> – Пассажирское кресло. – Люки подхода к качалкам закрылков. 	<p>См. подраздел 25-10.</p> <p>См. подраздел 53-40.</p>

5. Доступ к тягам управления закрылками

Тяги управления закрылками	Снять для доступа	Подразделы
Между промежуточным рычагом на заднем главном шпангоуте и корневой нервюрой крыла.	<p>Пассажирское кресло.</p> <p>Люки на центроплане.</p>	<p>См. подраздел 25-10.</p> <p>См. подраздел 52-40.</p>
Между корневой нервюрой крыла и качалкой в левом/правом крыле.	<p>Люки на центроплане.</p> <p>Люки подхода к качалкам закрылков на нижней поверхности каждого крыла.</p>	См. подраздел 52-40.
Между качалкой в левом/правом крыле и закрылком.	Люки подхода к качалкам закрылков на нижней поверхности каждого крыла.	См. подраздел 52-40.

6. Доступ к качалкам и рычагам системы управления закрылками

Качалка/рычаг системы управления закрылками	Снять для доступа	Подразделы
Промежуточный рычаг на заднем главном шпангоуте.	Пассажирское кресло.	См. подраздел 25-10.
Качалка в крыле.	Люки подхода к качалкам закрылков на нижней поверхности каждого крыла.	См. подраздел 52-40.

Страница намеренно оставлена пустой

РАЗДЕЛ 28

ТОПЛИВНАЯ СИСТЕМА

Страница намеренно оставлена пустой

СОДЕРЖАНИЕ

РАЗДЕЛ 28 ТОПЛИВНАЯ СИСТЕМА

1.	Общие сведения	1
2.	Описание	4
3.	Принцип работы	6

Подраздел 28-10

Система размещения топливных баков

1.	Общие сведения	1
2.	Описание топливных баков	4
3.	Узел заливной горловины	8

Поиск и устранение неисправностей

1.	Общие сведения	101
----	----------------------	-----

Порядок технического обслуживания

1.	Общие сведения	201
2.	Демонтаж/разборка топливного бака	201
3.	Сборка/установка топливного бака	204
4.	Демонтаж/разборка бака увеличенной емкости (устанавливаются по рекомендации ОАМ 40-130)	209
5.	Сборка/установка бака увеличенной емкости (устанавливаются по рекомендации ОАМ 40-130)	212

Подраздел 28-20

Система распределения топлива

1.	Общие сведения	1
2.	Описание	3
3.	Элементы системы распределения топлива	3
4.	Принцип работы системы перекачки топлива	4

Поиск и устранение неисправностей

1. Общие сведения 101

Порядок технического обслуживания

1. Общие сведения 201
2. Демонтаж/установка топливного крана и отстойника 201
3. Демонтаж/установка фильтра отстойника 204
4. Демонтаж/установка электрических топливных насосов с перепускным клапаном 206
5. Демонтаж/установка насоса перекачки топлива 208
6. Разборка/сборка насоса перекачки топлива 210
7. Демонтаж/установка топливного радиатора 212
8. Проверка работы топливного крана 213
9. Проверка обратного клапана в обратной топливной магистрали 214

Подраздел 28-40**Система контроля количества и расхода топлива**

1. Общие сведения 1
2. Описание 1
3. Принцип работы 2

Поиск и устранение неисправностей

1. Общие сведения 101

Порядок технического обслуживания

1. Общие сведения 201
2. Демонтаж/установка реле низкого уровня топлива 201
3. Демонтаж/установка реле высокого уровня топлива 203
4. Демонтаж/установка датчика количества топлива 205

РАЗДЕЛ 28

ТОПЛИВНАЯ СИСТЕМА

1. Общие сведения

В данном разделе приводится описание топливной системы самолета DA 40 NG. Описание топливной системы двигателя не приводится. Дополнительную информацию о топливной системе двигателя см. в Руководстве по эксплуатации двигателя AE (последняя редакция).

В каждом крыле DA 40 NG установлен один топливный бак. Самолет выпускается в исполнениях с двумя разными конфигурациями топливных баков. Общая полезная емкость топливной системы самолета составляет 28 ам. галл (106 л), если установлены стандартные баки, или 39 ам. галл (148 л), если установлены баки увеличенной емкости. Подача топлива в двигатель осуществляется одним насосом с приводом от двигателя и одним электрическим топливным насосом (имеется также второй электрический насос, установленный параллельно первому). Для защиты элементов системы установлен топливный фильтр. Перекачка топлива из топливного бака в правом крыле (резервный бак) в топливный бак в левом крыле (основной бак) обеспечивается насосом перекачки топлива.

Для управления системой перекачки топлива используется переключатель, осуществляющий включение и выключение электрического насоса перекачки топлива. Переключение магистралей при перекачке топлива и для работы в аварийной ситуации выполняется при помощи топливного крана. Для индикации количества топлива в топливных баках предусмотрен топливомер. Дополнительную информацию об этих системах см. в следующих подразделах:

- Подраздел 28-10. Система размещения топливных баков.
- Подраздел 28-20. Система распределения топлива.
- Подраздел 28-40. Система контроля количества и расхода топлива.
- Подраздел 73-00. Топливная система двигателя.

Примечание: Перечень оборудования, сертифицированного для установки на самолете DA 40 NG, приведен в разделе 6 Руководства по летной эксплуатации. Установка такого оборудования возможна и должна производиться в соответствии с Руководством по технической эксплуатации самолета.

Для обозначения всего оборудования, не вошедшего в перечень в разделе 6 Руководства по летной эксплуатации, используется термин «Дополнительное оборудование». Установка Дополнительного оборудования является модификацией и должна осуществляться в соответствии с действующими национальными правилами или Эксплуатационным бюллетенем.

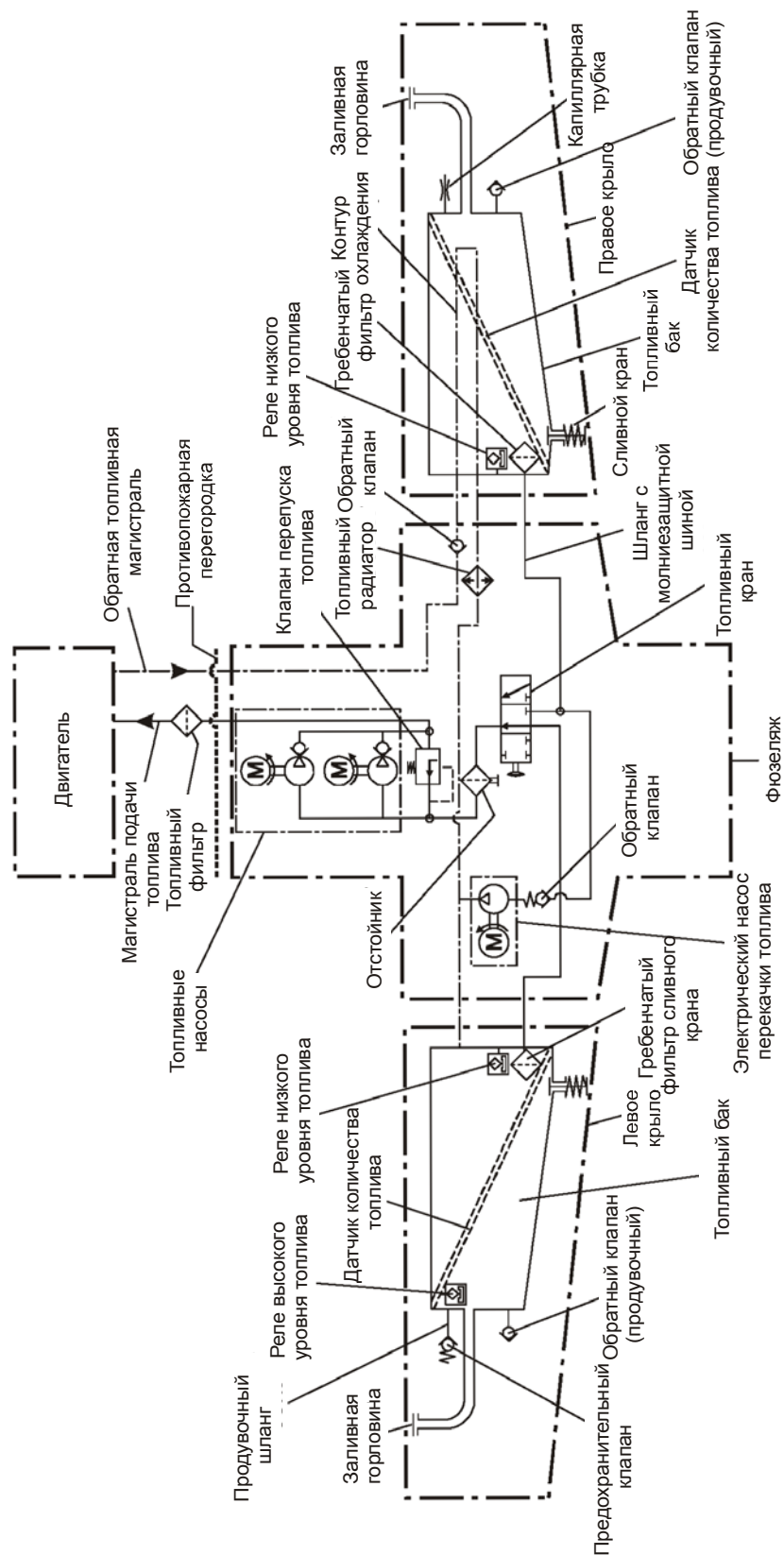


Рисунок 1. Схема топливной системы самолета (со стандартными баками)

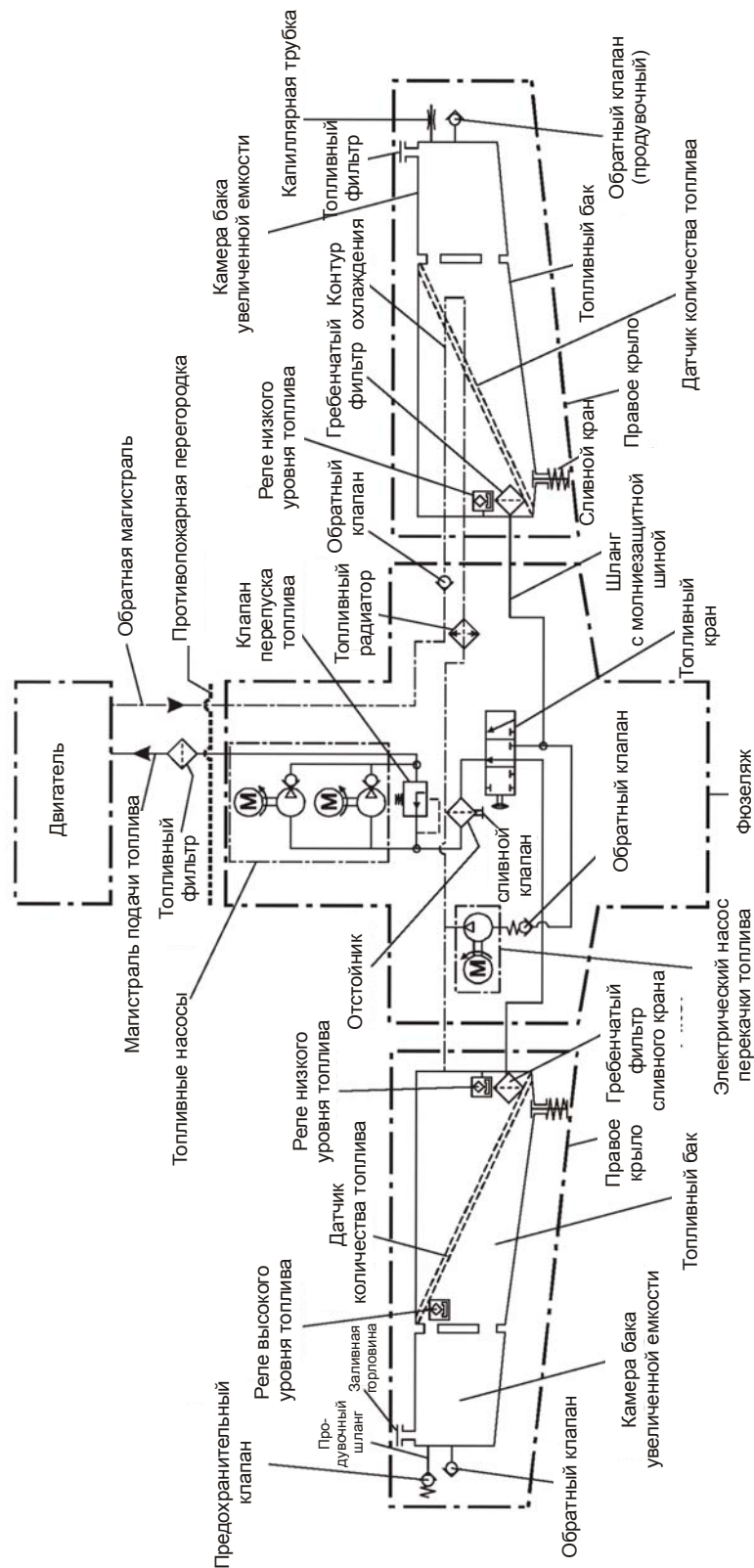


Рисунок 2. Схема топливной системы самолета (с баками увеличенной емкости)

2. Описание

А. Исполнение со стандартными баками

Схема топливной системы самолета DA 40 NG со стандартными баками показана на рисунке 1. Во внутренней части каждого крыла установлен бак, в котором размещается топливо. С внешней стороны каждого бака расположены узел заливной горловины и продувочные штуцеры. Верхние внешние углы баков соединены гибкими шлангами небольшого диаметра с верхней частью заливной горловины. Штуцеры для присоединения этих шлангов расположены под крышкой горловины. К заливной горловине присоединяются также два коротких шланга, один из которых соединяет горловину с продувочным обратным клапаном, а второй — с клапаном с капиллярной трубкой (правый бак) или предохранительным клапаном (левый бак). Полезная емкость топливного бака в каждом крыле составляет 14,0 ам. галл (53 л).

В точке соединения с магистралью подачи топлива на каждом баке установлен кран слива топлива с гребенчатым фильтром. Выпускной штуцер правого бака соединяется с топливным краном и насосом перекачки топлива. Выпускной штуцер насоса перекачки топлива соединяется с обратной топливной магистралью левого бака.

В обоих топливных баках установлены реле уровня топлива и датчики количества топлива. В нижнем внутреннем углу правого бака расположено реле отключения подачи топлива на насос перекачки (реле низкого уровня топлива). В верхнем внешнем углу левого бака также расположено реле отключения подачи топлива на насос перекачки (реле высокого уровня топлива). В нижнем внутреннем углу левого бака расположено реле включения предупредительного сигнализатора LOW FUEL (низкий уровень топлива) (реле низкого уровня топлива).

Датчики количества топлива установлены в направлении от нижнего внутреннего угла к верхнему внешнему углу каждого бака. При изменении уровня топлива изменяются электрические характеристики датчиков. Система контроля количества измеряет емкость датчика, которая соответствует количеству топлива. Количество топлива в каждом баке отображается на многофункциональном индикаторе комплекса G1000.

В каждом топливном баке установлен датчик температуры топлива. Температура топлива в левом и правом баке отображается на многофункциональном индикаторе комплекса G1000.

На обратной топливной магистрали, соединяющей правый бак с левым, в месте ее присоединения к правому баку установлен топливный радиатор для охлаждения горячего топлива.

Топливные баки в крыльях соединяются гибкими шлангами с топливным краном и электрическими топливными насосами в средней части фюзеляжа. Топливный кран соединяется с отстойником, который оснащен фильтром и краном слива топлива. Отстойник соединяется гибким шлангом с электрическими топливными насосами. На входе электрических топливных насосов имеется топливная магистраль с клапаном перепуска топлива для поддержания постоянного давления топлива на впуске топливного насоса высокого давления.

Топливо в систему впрыска топлива двигателя подается одним установленным на двигателе насосом высокого давления. Обратная магистраль от двигателя соединяется с баком в правом крыле. Внутри бака магистраль образует контур, выполняющий функции теплообменника для охлаждения поступающего от двигателя топлива. На выпуске контура установлен топливный радиатор, который соединяется гибким шлангом с левым баком.

В. Исполнение с баками увеличенной емкости (по рекомендации ОАМ 40-130)

Схема топливной системы самолета DA 40 NG с баками увеличенной емкости показана на рисунке 2. На самолете установлено два топливных бака, каждый из которых состоит из двух топливных камер (внутренней и внешней), которые соединены между собой. Топливные камеры выполнены из алюминия. Бак оснащен перегородками, предотвращающими быстрое перетекание топлива из одного конца камеры в другую в полете.

Полезная емкость бака в каждом крыле составляет 19,5 ам. галл (74 л).

Во внутренних стенках баков имеются приваренные бобышки для установки датчика количества топлива, реле низкого уровня топлива и датчика температуры топлива.

На выпускном отверстии бака установлен гребенчатый фильтр, предотвращающий попадание механических примесей в топливную систему. На нижней стенке бака установлен кран слива топлива. Кран можно использовать для полного слива топлива из топливного бака или для отбора топлива с целью анализа на наличие примесей.

Внешняя сторона внутренней камеры топливного бака соединяется с внутренней стороной внешней камеры. Во внешней камере топливного бака имеется заливная горловина. В стенке внутренней топливной камеры левого бака расположена бобышка для установки реле высокого уровня топлива.

В верхней части внешней стенки внешней камеры топливного бака имеются также два небольших фитинга для присоединения продувочных шлангов.

С левой стороны на одном продувочном шланге установлен предохранительный клапан для защиты бака от высокого давления в случае его переполнения при перекачке топлива. На втором шланге установлен обратный клапан для впуска воздуха в бак.

С правой стороны на одном шланге установлен обратный клапан, на втором — капиллярная трубка.

Правый бак имеет два фитинга, к которым присоединяется расположенный внутри бака трубный контур (контур охлаждения).

На внутренней стенке каждого топливного бака установлен датчик количества топлива. Дополнительную информацию о системе контроля количества и расхода топлива см. в подразделе 28-40.

Каждая камера топливного бака удерживается на месте двумя нервюрами. Между топливной камерой и каждой нервюрой установлены амортизирующие резиновые ленты. К верхней обшивке крыла восемью винтами крепится крышка заливной горловины, которая удерживает бак от смещения вдоль размаха крыла.

3. Принцип работы

А. Нормальная работа


Топливо поступает через гребенчатый фильтр левого бака на топливный кран, с которого проходит через отстойник, выполняющий также функции водоотделителя. С отстойника топливо поступает на электрические топливные насосы и топливный фильтр и далее в двигатель.

Топливный насос всегда подает на двигатель большее количество топлива, чем требуется для системы впрыска топлива. Неиспользованные излишки топлива поступают в контур охлаждения в правом топливном баке, где нагревают холодное топливо. Затем возвратное топливо из контура охлаждения через дополнительный топливный радиатор поступает в левый бак.

Благодаря такой конструкции топливо в обоих баках остается теплым даже при низкой температуре окружающего воздуха.

По мере расходования топлива двигателем уровень топлива в левом баке уменьшается. Выравнивание давления в баке с наружным давлением осуществляется системой вентиляции баков. Это позволяет предотвратить снижение давления в топливных баках до уровня ниже атмосферного и обеспечить бесперебойный забор топлива из бака топливными насосами.

В. Перекачка топлива

По мере расходования топлива двигателем уровень топлива в левом баке уменьшается. Уровень топлива в правом баке не изменяется. Для уравнивания массы топлива в левом и правом баках электрический насос перекачки топлива обеспечивает перекачку топлива из правого бака в левый. Насос приводится в действие выключателем FUEL XFER  (перекачка топлива), расположенным в левой части главной приборной панели.

При достижении высокого уровня топлива в левом баке срабатывает реле высокого уровня топлива, расположенное в верхнем внешнем углу левого бака, которое автоматически останавливает насос перекачки топлива. При достижении низкого уровня топлива в правом баке срабатывает реле низкого уровня топлива, расположенное в нижнем внутреннем углу правого бака, которое автоматически останавливает насос перекачки топлива.

С. Работа в аварийной ситуации

В аварийной ситуации (например, при отказе насоса перекачки топлива) можно при помощи топливного крана подключить магистраль перекачки топлива, идущую от правого бака, к магистрали подачи топлива. Для этого необходимо установить кран в положение EMERGENCY (аварийная ситуация). Подача топлива в двигатель будет осуществляться из правого бака, однако неиспользованный избыток топлива из двигателя будет по-прежнему поступать через контур охлаждения в левый бак. По мере расходования топлива из правого бака уровень топлива в левом баке будет увеличиваться.

D. Перекрытие подачи топлива

При нормальной работе топливный кран используется для перекрытия топливной системы только при остановленном двигателе. В аварийной ситуации при помощи крана можно полностью перекрыть подачу топлива в двигатель.

E. Заправка топливом

Заправка топливом производится через заливные горловины, расположенные на верхней поверхности каждого крыла. Топливо через трубу заливной горловины большого диаметра поступает в соответствующий бак. Воздух из топливного бака может выходить через заливную горловину. По мере заполнения топливного бака воздух может также выходить через шланги, соединяющие бак с заливной горловиной.

F. Краны слива топлива

Оба топливных бака и отстойник оснащены кранами слива топлива, которые можно использовать для слива топлива с самолета. Эти краны можно также использовать для отбора небольшого количества топлива для анализа на наличие воды и посторонних примесей. Для слива топлива через краны на топливных баках отжать нижнюю часть крана вверх. Кран закрывается автоматически под действием установленной в нем пружины. Для слива через кран на отстойнике необходимо потянуть кран.

Страница намеренно оставлена пустой

Подраздел 28-10**Система размещения топливных баков****1. Общие сведения****А. Исполнение со стандартными баками**

В данном подразделе приводится описание следующих элементов системы размещения топливных баков самолета DA 40 NG:

- Топливные баки.
- Заливная горловина топливного бака.
- Продувочные клапаны топливных баков.

Общее описание и схему топливной системы см. в подразделе 28-00.

В. Исполнение с баками увеличенной емкости (по рекомендации ОАМ-40-130)

В данном подразделе приводится описание следующих элементов системы размещения топливных баков самолета DA 40 NG с баками увеличенной емкости:

- Внутренняя камера топливного бака.
- Внешняя камера топливного бака.
- Продувочные клапаны топливных баков.

Общее описание и схему топливной системы самолета с баками увеличенной емкости см. в подразделе 28-00.

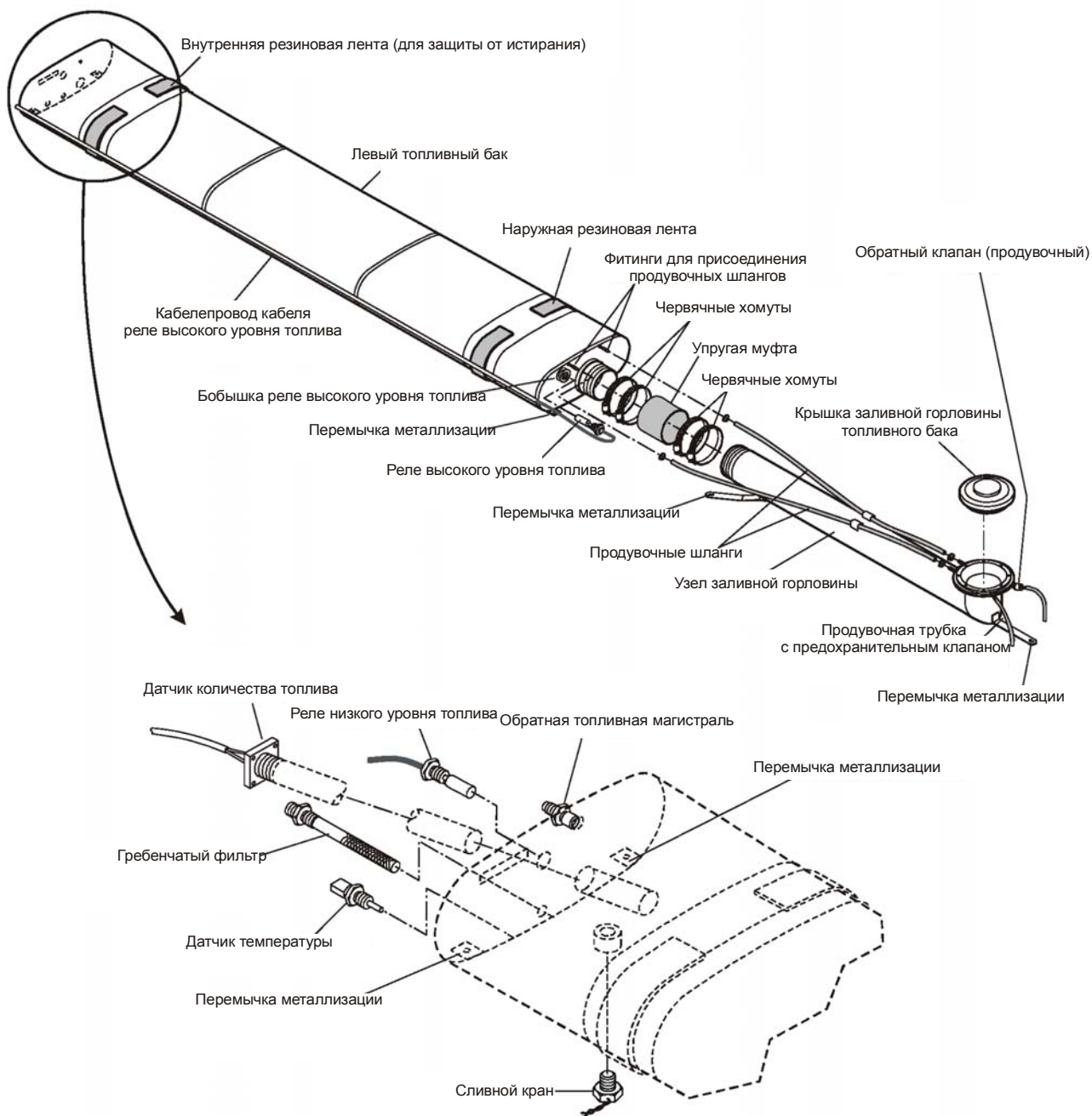


Рисунок 1. Левый стандартный топливный бак

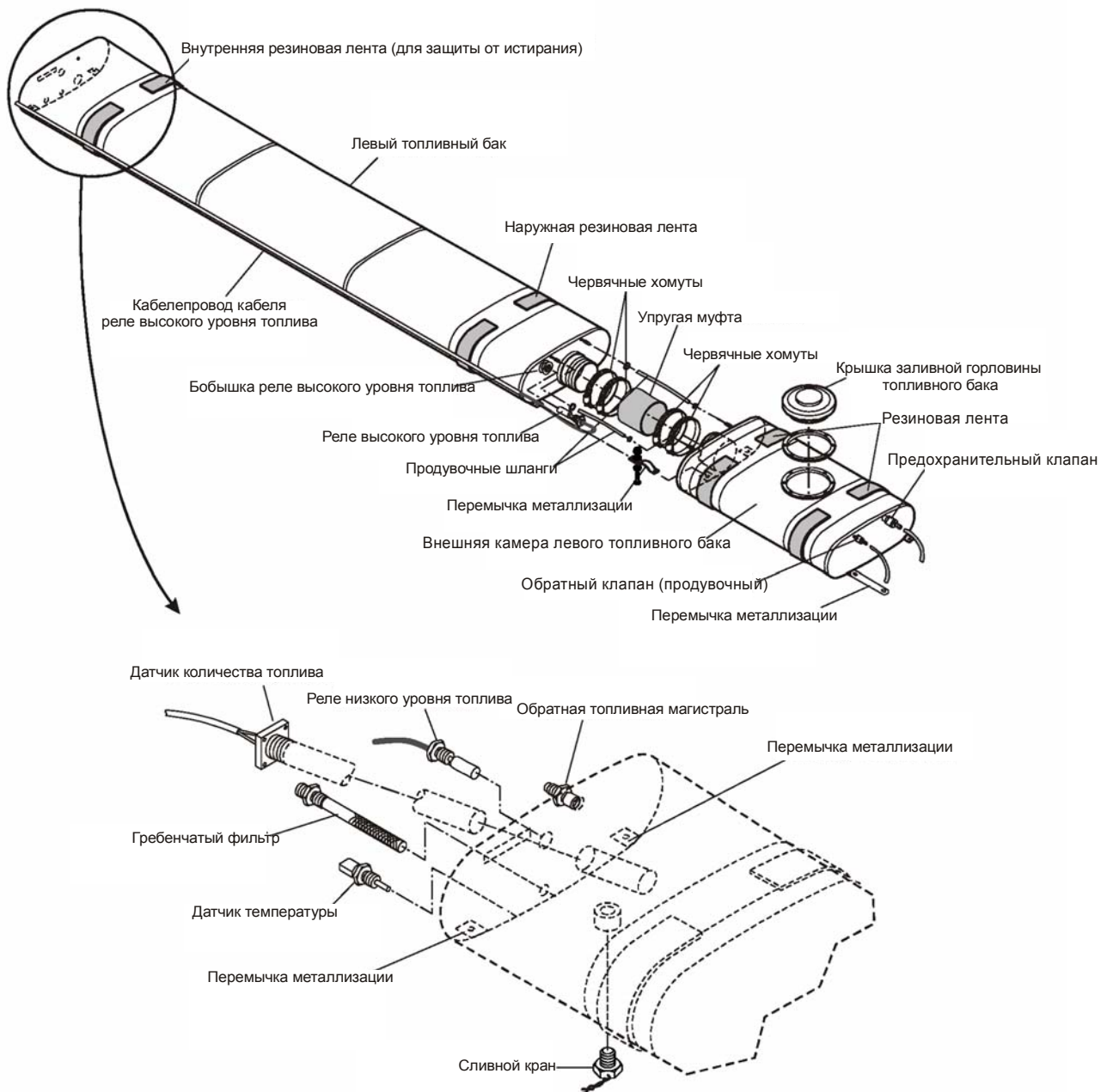


Рисунок 2. Левый топливный бак увеличенной емкости (по рекомендации ОАМ 40-130)

2. Описание топливных баков

А. Описание стандартных баков

На самолете установлено два топливных бака. Полезная емкость каждого бака составляет 14 ам. галл (53 л). Баки расположены во внутренней части каждого крыла. Левый топливный бак показан на рисунке 1. Правый топливный бак показан на рисунке 3.

Оба бака изготовлены из алюминия и имеют сварную конструкцию. Бак оснащен перегородками, предотвращающими быстрое перетекание топлива из одного конца бака в другой в полете. Во внутренней стенке бака имеются приваренные бобышки для установки датчика количества топлива, реле низкого уровня топлива и датчика температуры топлива. Имеются также приваренные бобышки, используемые в качестве штуцеров для присоединения шлангов.

На выпускном отверстии бака установлен гребенчатый фильтр, предотвращающий попадание механических примесей в топливную систему. На нижней стенке бака установлен кран слива топлива. Кран можно использовать для полного слива топлива из топливного бака или для отбора топлива с целью анализа на наличие примесей.

На внешней стенке бака имеется штуцер большого диаметра для присоединения узла заливной горловины. В стенке левого бака расположена бобышка для установки реле высокого уровня топлива. Во внешней стенке бака имеются также два небольших фитинга для присоединения продувочных шлангов.

Правый бак имеет два фитинга, к которым присоединяется расположенный внутри бака трубный контур (контур охлаждения).

На внутренней стенке каждого топливного бака установлен датчик количества топлива. Дополнительную информацию о системе контроля количества и расхода топлива см. в подразделе 28-40.

Каждый топливный бак удерживается на месте двумя нервюрами. Между баком и каждой нервюрой установлены амортизирующие резиновые ленты. К верхней обшивке крыла восемью винтами крепится крышка заливной горловины, которая удерживает бак от смещения вдоль размаха крыла.

В. Описание баков увеличенной емкости (устанавливаются по рекомендации ОАМ-40-130)

На самолете устанавливается два топливных бака увеличенной емкости. Полезная емкость каждого бака составляет 19,5 ам. галл (74 л). Каждый бак состоит из двух топливных камер. Левый топливный бак увеличенной емкости показан на рисунке 2, правый — на рисунке 4.

Обе камеры бака изготовлены из алюминия и имеют сварную конструкцию. Бак оснащен перегородками, предотвращающими быстрое перетекание топлива из одного конца бака в другой в полете. Во внутренней стенке внутренней камеры бака имеются приваренные бобышки для установки датчика количества топлива, реле низкого уровня топлива и датчика температуры топлива. Имеются также приваренные бобышки, используемые в качестве штуцеров для присоединения шлангов.

На выпускном отверстии бака установлен гребенчатый фильтр, предотвращающий попадание механических примесей в топливную систему. На нижней стенке бака установлен кран слива топлива. Кран можно использовать для полного слива топлива из топливного бака или для отбора топлива с целью анализа на наличие примесей.

Во внешней стенке внутренней камеры топливного бака имеется штуцер большого диаметра для соединения с внешней камерой. В стенке левого бака расположена бобышка для установки реле высокого уровня топлива. Во внешней стенке бака имеются также два небольших фитинга для присоединения продувочных шлангов.

Правый бак имеет два фитинга, к которым присоединяется расположенный внутри бака трубный контур (контур охлаждения).

На внутренней стенке каждого топливного бака установлен датчик количества топлива. Дополнительную информацию о системе контроля количества и расхода топлива см. в подразделе 28-40.

Каждая камера топливного бака удерживается на месте двумя нервюрами. Между топливной камерой и каждой нервюрой установлены амортизирующие резиновые ленты. К верхней обшивке крыла восемью винтами крепится крышка заливной горловины, которая удерживает бак от смещения вдоль размаха крыла.

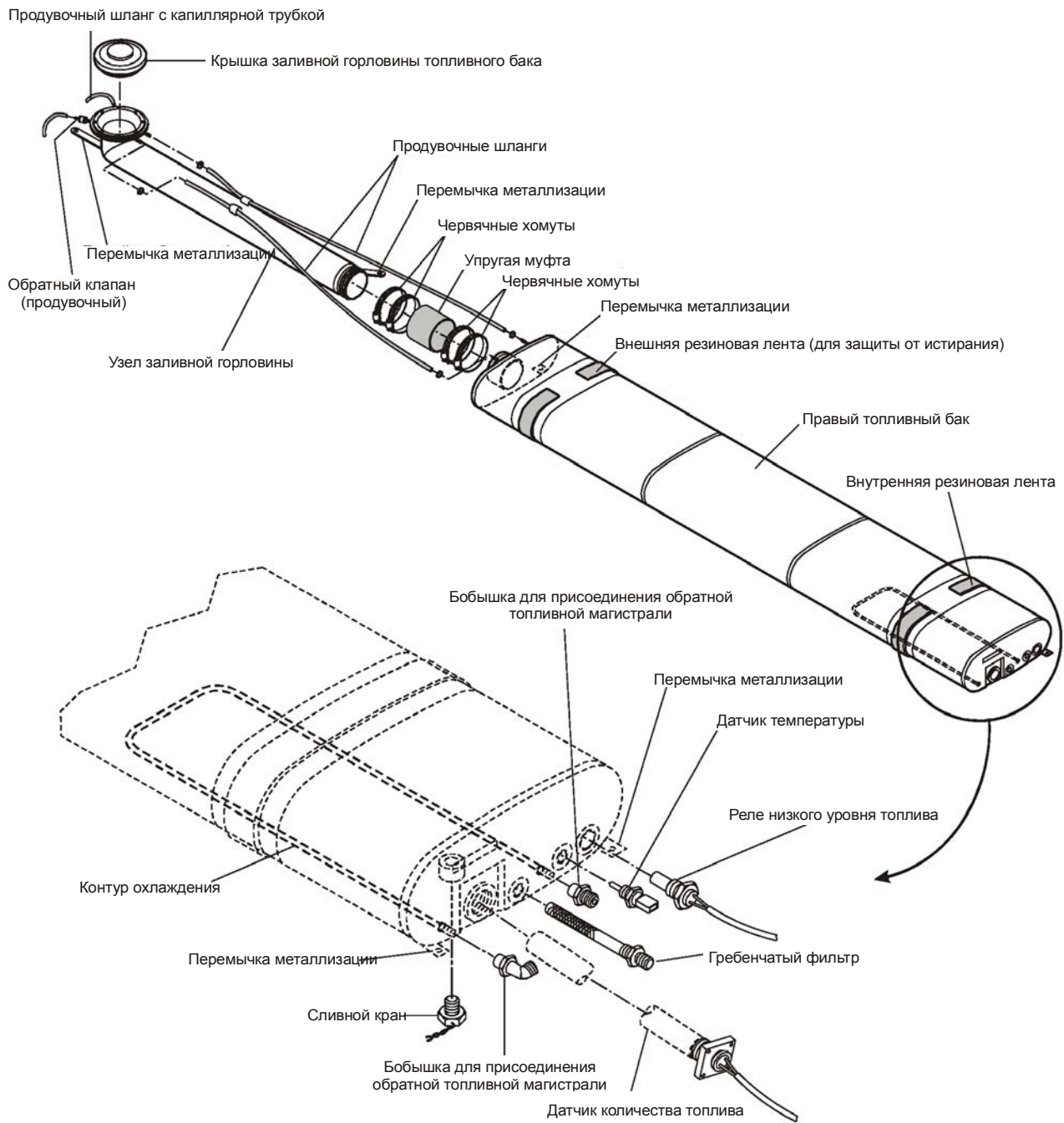


Рисунок 3. Правый стандартный топливный бак

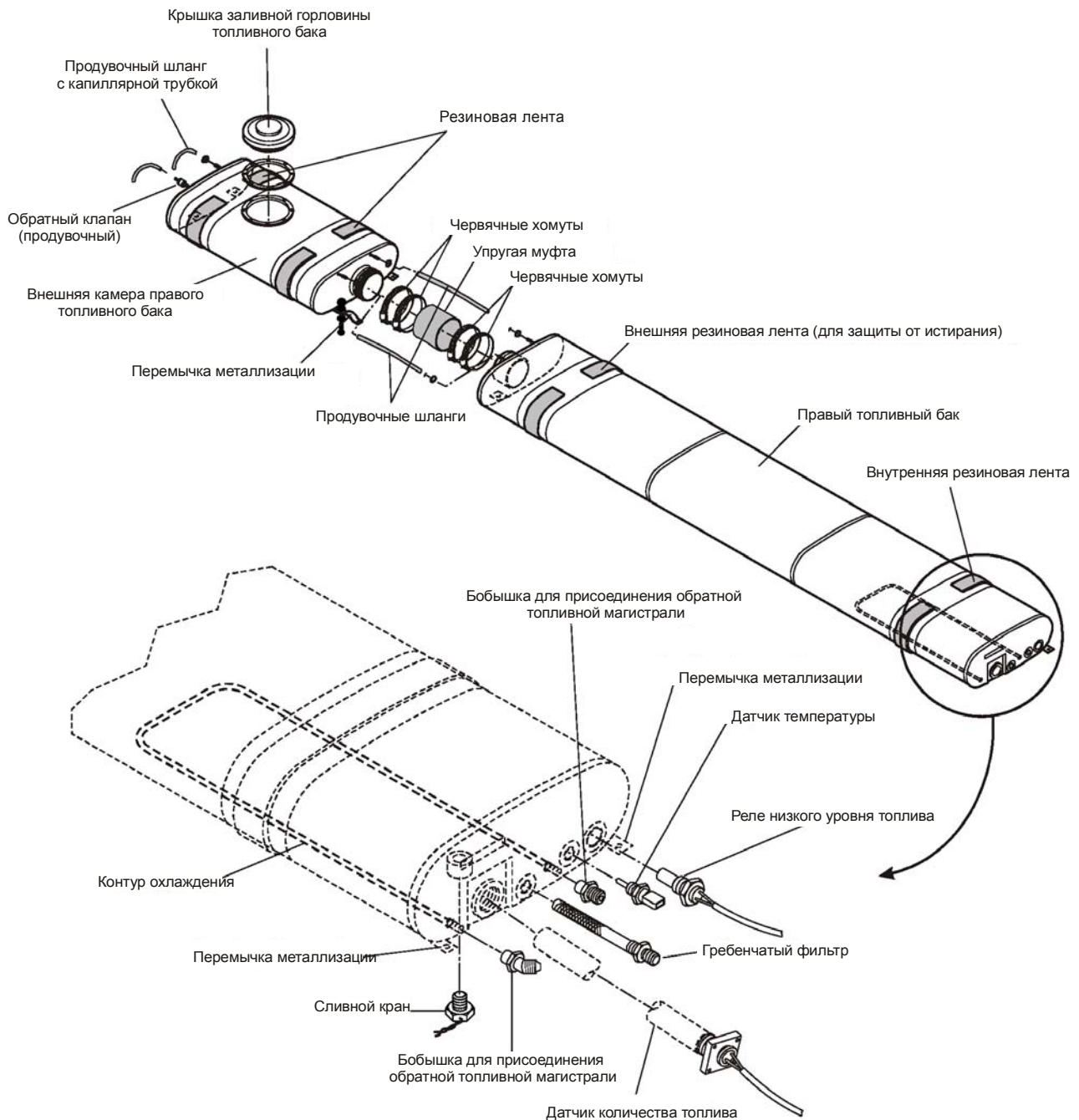


Рисунок 4. Правый топливный бак увеличенной емкости (по рекомендации ОАМ 40-130)

3. Узел заливной горловины

Узел заливной горловины также показан на рисунках 1 и 3. Узел заливной горловины представляет собой сварную алюминиевую трубку диаметром приблизительно 75 мм (3 дюйма). На внешнем конце узел заливной горловины оснащен фланцем, который крепится к верхней обшивке крыла, и имеет пазы, к которым крепится крышка.

Крышка заливной горловины оснащена стопорным рычагом. Для снятия крышки необходимо потянуть стопорный рычаг вверх и повернуть крышку против часовой стрелки. Для установки крышки необходимо повернуть ее по часовой стрелке и нажать на стопорный рычаг для запираения крышки. Рядом с фланцем имеются четыре фитинга для присоединения шлангов системы вентиляции.

Примечание: При неплотном закрытии крышки заливной горловины возможна утечка топлива. В месте утечки лакокрасочное покрытие самолета принимает желтый цвет.

Узел заливной горловины соединяется с внешней стенкой топливного бака упругой муфтой небольшой длины. Концы муфты крепятся к штуцеру бака и узлу заливной горловины при помощи двух червячных хомутов. Фитинги для присоединения продувочных шлангов в верхней части бака соединяются двумя гибкими шлангами небольшого диаметра с внутренними штуцерами на фланце заливной горловины.

В один из двух штуцеров на фланце заливной горловины ввинчен продувочный обратный клапан, который соединяется гибким шлангом небольшой длины со штуцером в люке подхода к внешней камере топливного бака на нижней поверхности крыла.

Ко второму внешнему штуцеру на фланце заливной горловины присоединяется гибкий шланг небольшой длины, на котором установлена капиллярная трубка (в правом крыле) или предохранительный клапан (в левом крыле). С другой стороны этот шланг присоединяется к штуцеру в люке подхода к внешней камере топливного бака на нижней поверхности крыла.

Бак соединяется с заливной горловиной и системой металлизации самолета перемычками металлизации.

Конструкция узла заливной горловины самолета в исполнении с баками увеличенной емкости аналогична конструкции этого узла в исполнении со стандартными баками. В исполнении с баками увеличенной емкости два продувочных шланга соединяются с внешней камерой бака, а узел заливной горловины установлен непосредственно на внешней камере. См. рисунки 2 и 4.

Поиск и устранение неисправностей

1. Общие сведения

В следующей таблице перечисляются возможные неисправности системы размещения топливных баков. При обнаружении неисправности, указанной в столбце «Неисправность», определить ее причину в столбце «Возможная причина» и выполнить действия по устранению неисправности, описанные в столбце «Способ устранения».

Неисправность	Возможная причина	Способ устранения
Протекает крышка заливной горловины.	Повреждена уплотнительная прокладка крышки заливной горловины. Неплотно прилегает крышка заливной горловины.	Заменить уплотнение крышки заливной горловины. Затянуть гайку на нижней стороне крышки.
Протекает сливной кран топлива.	Поврежден сливной кран. Загрязнен сливной кран.	Заменить сливной кран. Открыть и закрыть сливной кран. Повторять до тех пор, пока сливной кран не перестанет протекать. Если кран продолжает протекать, заменить сливной кран.

Страница намеренно оставлена пустой

Порядок технического обслуживания

1. Общие сведения

В данном подразделе описывается порядок демонтажа и установки топливных баков. При любых работах соблюдать технику безопасности при работе с топливом.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: НЕ ДОПУСКАТЬ ПОПАДАНИЯ ТОПЛИВА НА КОЖУ. ПОПАДАНИЕ ТОПЛИВА НА КОЖУ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К РАЗВИТИЮ КОЖНЫХ ЗАБОЛЕВАНИЙ.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: ЗАПРЕЩАЕТСЯ ПРИМЕНЕНИЕ ОТКРЫТОГО ОГНЯ РЯДОМ С ТОПЛИВОМ. ТОПЛИВО ОБЛАДАЕТ ВЫСОКОЙ ГОРЮЧЕСТЬЮ. ВОЗГОРАНИЕ ТОПЛИВА МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ТРАВМАМ И ПОВРЕЖДЕНИЮ ОБОРУДОВАНИЯ.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: НЕ ДОПУСКАТЬ ВДЫХАНИЯ ПАРОВ ТОПЛИВА. ЭТО МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ЗАБОЛЕВАНИЮ.

2. Демонтаж/разборка топливного бака

А. Демонтаж топливного бака

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Убедиться, что бак, который необходимо демонтировать, пуст.	Слить топливо и остатки жидкости из топливного бака.
(2)	Демонтировать крыло, в котором находится топливный бак, который необходимо снять, и установить крыло на опоры.	См. подраздел 57-10.
(3)	Снять с крыла люки подхода: <ul style="list-style-type: none"> – Снять люк подхода с корневой нервюры: – Отвинтить и снять с резьбовых шпилек 11 гаек крепления с шайбами. – Если люк подхода изготовлен из алюминия, отсоединить провод металлизации. – Снять люк подхода со шпилек. – Снять люк подхода к крану слива топлива: 	См. подраздел 52-40.
(4)	Снять кран слива топлива: <ul style="list-style-type: none"> – Срезать контровочную проволоку. – Снять сливной кран. 	См. рисунок 3.

	Операции	Примечания/Ссылки
(5)	Разъединить следующие электрические разъемы: <ul style="list-style-type: none"> – Датчика количества топлива. – Реле низкого уровня топлива. – Реле высокого уровня топлива (только в левом крыле). – Датчика температуры топлива. 	На внутренней стенке бака.
(6)	Отсоединить перемычку металлизации с внутренней стороны топливного бака: <ul style="list-style-type: none"> – Отвинтить и убрать с болта гайку и шайбу. – Снять с болта перемычку металлизации и отсоединить ее от бака. – Убрать болт. 	
(7)	Отсоединить два продувочных шланга от штуцеров на люке подхода. <ul style="list-style-type: none"> – Снять люк с нижней поверхности внешней части крыла. – Отсоединить хомуты крепления продувочных шлангов к штуцерам на люке подхода. – Отсоединить продувочные шланги от штуцеров на люке подхода. 	Рядом с внешним концом узла заливной горловины. См. подраздел 52-40.
(8)	Отсоединить перемычку металлизации с внешней стороны узла заливной горловины.	Через люк подхода в нижней обшивке крыла.
(9)	Отсоединить узел заливной горловины: <ul style="list-style-type: none"> – Снять крышку заливной горловины и отсоединить провод металлизации. – Вывинтить 8 винтов крепления фланца заливной горловины. – Отсоединить фланец заливной горловины с уплотнительным кольцом. 	Уплотнительное кольцо выбросить.

	Операции	Примечания/Ссылки
(10)	Осторожно вытянуть бак с узлом заливной горловины из крыла через отверстие в бортовой нервюре крыла. Снять бак с крыла и уложить его на чистый рабочий стол.	Следить за тем, чтобы бак не застрял в нервюрах крыла. Не допускать повреждения бака.

В. Разборка топливного бака

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Демонтировать топливный бак с крыла.	См. п. 2А.
(2)	Снять соединительную планку крепления узла заливной горловины к баку: <ul style="list-style-type: none"> – Отвинтить и снять с болтов 2 гайки крепления с шайбами. – Снять планку. – Вывинтить и убрать 2 болта. 	См. рисунки 1 и 3.
(3)	Снять хомуты крепления продувочных шлангов к баку.	
(4)	Снять червячные хомуты крепления упругой муфты к баку.	
(5)	Потянуть узел заливной горловины, чтобы продувочные шланги и упругая муфта отсоединились от бака, и снять его с бака.	
(6)	При необходимости снять хомуты крепления продувочных шлангов к узлу заливной горловины, потянуть шланги и отсоединить их от штуцеров.	
(7)	При необходимости снять червячные хомуты крепления упругой муфты к узлу заливной горловины, потянуть муфту и отсоединить ее от штуцера узла заливной горловины.	

3. Сборка/установка топливного бака**А. Подготовка**

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Осмотреть топливный бак. Проверить на наличие следующих признаков: <ul style="list-style-type: none">– Повреждение алюминиевых обшивок и сварных швов бака.– Коррозия.– Повреждение/износ резиновых крепежных лент баков.	Пользоваться яркой лампой и лупой.
(2)	Осмотреть продувочные шланги, соединяющие бак с узлом заливной горловины. Проверить на наличие следующих признаков: <ul style="list-style-type: none">– Порезы и повреждения, особенно на концах, куда устанавливаются хомуты.– Деформация и растрескивание.	
(3)	Осмотреть упругую муфту. Проверить на наличие следующих признаков: <ul style="list-style-type: none">– Порезы и повреждения, особенно на концах, куда устанавливаются хомуты.– Деформация и растрескивание.	
(4)	Осмотреть фланец заливной горловины. Проверить на наличие следующих признаков: <ul style="list-style-type: none">– Коррозия прилегающих поверхностей.– Трещины вокруг фланца.	Пользоваться яркой лампой и лупой.
(5)	Осмотреть внутренние поверхности бака и убедиться, что они не загрязнены.	

В. Сборка бака

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	<p>Установить упругую муфту:</p> <ul style="list-style-type: none"> – Надеть упругую муфту на штуцер узла заливной горловины. – Установить на муфту и затянуть червячные хомуты. 	<p>См. рисунок 3.</p> <p>Убедиться, что муфта установлена правильно.</p> <p>Усилие затяжки: 2,5 Нм (1,84 фунт-с-фут).</p>
(2)	<p>Присоединить продувочные шланги к узлу заливной горловины:</p> <ul style="list-style-type: none"> – Надеть шланги на штуцеры. – Установить хомуты крепления. 	<p>Убедиться, что шланг установлен правильно.</p>
(3)	<p>Соединить бак с узлом заливной горловины:</p> <ul style="list-style-type: none"> – Подвести бак к месту соединения с узлом заливной горловины. Присоединить продувочные шланги, установленные на штуцерах узла заливной горловины, к продувочным штуцерам внутренней камеры; присоединить упругую муфту, установленную на штуцере узла заливной горловины, к соответствующему штуцеру внутренней камеры. – Нажав на бак в направлении узла заливной горловины, насадить продувочные шланги и упругую муфту на штуцеры до упора. – Установить червячные хомуты крепления упругой муфты к штуцеру бака. – Затянуть червячные хомуты. – Установить хомуты крепления продувочных шлангов к штуцерам камеры бака. 	<p>Поверхность фланца заливной горловины должна быть параллельна верхней поверхности топливного бака.</p> <p>Усилие затяжки: 6 Нм (4,43 фунт-с-фут).</p>

	Операции	Примечания/Ссылки
(4)	<p>Установить соединительную планку крепления узла заливной горловины к баку:</p> <ul style="list-style-type: none"> – Установить планку на место на кронштейны. – Установить два болта в отверстия планки и кронштейнов. – Установить на болты 2 шайбы и гайки и затянуть соединения. – Затянуть гайки на болтах. 	

С. Установка бака в сборе

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Установить бак в сборе на место в крыле.	Убедиться, что бак расположен правильно.
(2)	<p>Установить узел заливной горловины:</p> <ul style="list-style-type: none"> – Установить на фланец заливной горловины новое уплотнительное кольцо. – Убедиться, что монтажный фитинг узла заливной горловины совмещен с отверстием в верхней поверхности крыла. – Установить на место на верхней поверхности крыла новое уплотнительное кольцо. – Нанести тонкий слой герметика на место контакта фланца заливной горловины и кольца крышки заливной горловины. – Установить кольцо крышки заливной горловины на фланец заливной горловины. – Ввинтить 8 винтов крепления заливной горловины и кольца крышки заливной горловины к крылу. – После установки всех винтов затянуть винты. 	<p>При необходимости передвинуть бак так, чтобы совместить детали.</p> <p>Убедиться, что уплотнительное кольцо установлено правильно.</p> <p>Использовать герметик DP 300 или аналогичный.</p> <p>Затягивать пальцами, инструмент не применять.</p> <p>Затягивать поочередно противоположные винты.</p>

	Операции	Примечания/Ссылки
(3)	<p>Присоединить два продувочных шланга к штуцерам на люке подхода.</p> <ul style="list-style-type: none"> – Надеть продувочные шланги на штуцеры на люке подхода. – Установить хомуты крепления продувочных шлангов к штуцерам на люке подхода. 	Рядом с внешним концом узла заливной горловины.
(4)	Присоединить к узлу заливной горловины провод металлизации.	
(5)	Установить люк на нижнюю поверхность крыла.	См. подраздел 52-40.
(6)	<p>Присоединить перемычку металлизации к внутренней стороне топливного бака:</p> <ul style="list-style-type: none"> – Продеть болт через отверстие клеммы металлизации с внутренней стороны бака. – Установить на болт провод металлизации. – Установить на болт шайбу и гайку. – Затянуть болт. 	
(7)	<p>Подключить следующие электрические разъемы:</p> <ul style="list-style-type: none"> – Датчика количества топлива. – Реле низкого уровня топлива. – Реле высокого уровня топлива (только в левом крыле). – Датчика температуры топлива. 	С внутренней стороны бака.

	Операции	Примечания/Ссылки
(8)	Установить люк подхода на корневую нервюру: <ul style="list-style-type: none">– Установить люк подхода на место на шпильки.– Если люк подхода изготовлен из алюминия, присоединить провод металлизации.– Установить 11 шайб и гаек.– Затянуть гайки.	Установить на 3-й болт, считая от заднего нижнего угла.
(9)	Установить сливной кран: <ul style="list-style-type: none">– Установить на сливной кран в сборе новое уплотнительное кольцо.– Установить сливной кран в сборе на место на нижней поверхности бака с внутренней стороны.– Законтрить сливной кран контровочной проволокой.– Установить съемную панель.	См. подраздел 52-40.
(10)	Установить крыло на самолет.	См. подраздел 57-10.
(11)	Произвести заправку самолета.	См. подраздел 12-10. Обратить особое внимание на утечки топлива из установленных баков.
(12)	Выполнить наземное опробование двигателя.	См. подраздел 71-00.

4. Демонтаж/разборка бака увеличенной емкости (устанавливаются по рекомендации ОАМ 40-130)

А. Демонтаж топливного бака

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Демонтировать крыло, в котором находится топливный бак, который необходимо снять, и установить крыло на опоры.	См. подраздел 57-10.
(2)	Снять с крыла люки подхода: <ul style="list-style-type: none"> – Снять люк подхода с корневой нервюры: – Отвинтить и снять с резьбовых шпилек 11 гаек крепления с шайбами. – Снять люк подхода со шпилек. – Снять люк подхода к крану слива топлива: 	См. подраздел 52-40.
(3)	Снять кран слива топлива: <ul style="list-style-type: none"> – Срезать контровочную проволоку. – Снять сливной кран. 	См. рисунки 2 и 4.
(4)	Разъединить следующие электрические разъемы: <ul style="list-style-type: none"> – Датчика количества топлива. – Реле низкого уровня топлива. – Реле высокого уровня топлива (только в левом крыле). – Датчика температуры топлива. 	С внутренней стороны бака.
(5)	Отсоединить перемычку металлизации с внутренней стороны внутренней камеры топливного бака: <ul style="list-style-type: none"> – Отвинтить и убрать с болта гайку и шайбу. – Снять с болта перемычку металлизации и отсоединить ее от бака. – Убрать болт. 	

	Операции	Примечания/Ссылки
(6)	<p>Отсоединить два продувочных шланга от штуцеров на люке подхода.</p> <ul style="list-style-type: none"> – Снять люк с нижней поверхности внешней части крыла. – Отсоединить хомуты крепления продувочных шлангов к штуцерам на люке подхода. – Отсоединить продувочные шланги от штуцеров на люке подхода. 	<p>Рядом с внешним концом внешней камеры топливного бака.</p> <p>См. подраздел 52-40.</p>
(7)	Отсоединить перемычку металлизации с внешней стороны внешней камеры топливного бака.	Через люк подхода в нижней обшивке крыла.
(8)	<p>Отсоединить фланец заливной горловины:</p> <ul style="list-style-type: none"> – Снять крышку заливной горловины и отсоединить провод металлизации. – Вывинтить 8 винтов крепления фланца заливной горловины. – Отсоединить фланец заливной горловины с уплотнительным кольцом. – Убрать промежуточное кольцо. 	Уплотнительное кольцо выбросить.
(9)	Осторожно вытянуть внутреннюю и внешнюю камеры топливного бака из крыла через отверстие в бортовой нервюре крыла. Снять бак с крыла и уложить его на чистый рабочий стол.	Следить за тем, чтобы бак не застрял в нервюрах крыла. Не допускать повреждения бака.

В. Разборка топливного бака

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Демонтировать топливный бак с крыла.	См. п. 2А.
(2)	Отсоединить соединительную планку крепления внутренней камеры к внешней камере топливного бака: <ul style="list-style-type: none"> – Отвинтить и снять с болтов 2 гайки крепления с шайбами. – Снять планку. – Вывинтить и убрать 2 болта. 	См. рисунки 2 и 4.
(3)	Снять хомуты крепления продувочных шлангов к баку.	
(4)	Снять червячные хомуты крепления упругой муфты к баку.	
(5)	Потянув внешнюю камеру топливного бака в направлении от внутренней камеры топливного бака, отсоединить от бака продувочные шланги и упругую муфту.	
(6)	При необходимости снять хомуты крепления продувочных шлангов к внешней камере топливного бака, потянуть шланги и отсоединить их от штуцеров.	
(7)	При необходимости снять червячные хомуты крепления упругой муфты к внешней камере топливного бака, потянуть муфту и отсоединить ее от штуцера камеры топливного бака.	

5. Сборка/установка бака увеличенной емкости (устанавливаются по рекомендации OAM 40-130)
А. Подготовка

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	<p>Осмотреть топливный бак. Проверить на наличие следующих признаков:</p> <ul style="list-style-type: none"> – Повреждение обшивки и сварных швов бака. – Коррозия. – Повреждение/износ резиновых крепежных лент баков. 	Пользоваться яркой лампой и лупой.
(2)	<p>Осмотреть продувочные шланги, соединяющие внутреннюю и внешнюю камеры. Проверить на наличие следующих признаков:</p> <ul style="list-style-type: none"> – Порезы и повреждения, особенно на концах, куда устанавливаются хомуты. – Деформация и растрескивание. 	
(3)	<p>Осмотреть упругую муфту. Проверить на наличие следующих признаков:</p> <ul style="list-style-type: none"> – Порезы и повреждения, особенно на концах, куда устанавливаются хомуты. – Деформация и растрескивание. 	
(4)	<p>Осмотреть фланец заливной горловины. Проверить на наличие следующих признаков:</p> <ul style="list-style-type: none"> – Коррозия прилегающих поверхностей. – Трещины вокруг фланца. <p>Осмотреть промежуточное кольцо. Проверить на наличие следующих признаков:</p> <ul style="list-style-type: none"> – Коррозия прилегающих поверхностей. – Трещины вокруг фланца. 	<p>Пользоваться яркой лампой и лупой.</p> <p>Пользоваться яркой лампой и лупой.</p>
(5)	Осмотреть внутренние поверхности камер топливного бака и убедиться, что они не загрязнены.	

В. Сборка бака

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	<p>Установить упругую муфту:</p> <ul style="list-style-type: none"> – Надеть упругую муфту на штуцер внешней камеры топливного бака. – Установить на муфту и затянуть червячные хомуты. 	<p>См. рисунки 2 и 4.</p> <p>Убедиться, что муфта установлена правильно.</p>
(2)	<p>Присоединить продувочные шланги к внешней камере топливного бака:</p> <ul style="list-style-type: none"> – Надеть шланги на штуцеры. – Установить хомуты крепления. 	<p>.</p> <p>Убедиться, что шланг установлен правильно.</p>
(3)	<p>Соединить внутреннюю и внешнюю камеры топливного бака:</p> <ul style="list-style-type: none"> – Установить внутреннюю камеру топливного бака на место рядом с внешней камерой топливного бака. Присоединить продувочные шланги, установленные на штуцерах внешней камеры, к продувочным штуцерам внутренней камеры; присоединить упругую муфту, установленную на штуцере внешней камеры, к соответствующему штуцеру внутренней камеры. – Нажав на внутреннюю камеру в направлении внешней камеры, насадить продувочные шланги и упругую муфту на штуцеры до упора. – Установить червячные хомуты крепления упругой муфты к штуцеру внутренней камеры бака. – Затянуть червячные хомуты. – Установить хомуты крепления продувочных шлангов, соединяющих друг с другом камеры бака, к штуцерам внутренней камеры бака. 	<p>Верхние поверхности обеих камер должны быть параллельны.</p>

	Операции	Примечания/Ссылки
(4)	<p>Установить соединительную планку крепления внутренней камеры к внешней камере топливного бака:</p> <ul style="list-style-type: none">– Установить планку на место на кронштейны.– Установить два болта в отверстия планки и кронштейнов.– Установить на болты 2 шайбы и гайки и затянуть соединения.– Затянуть гайки на болтах.	

С. Установка бака в сборе

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Установить бак в сборе на место в крыле.	Убедиться, что бак расположен правильно.
(2)	<p>Установить топливный бак:</p> <ul style="list-style-type: none"> – Убедиться, что фланец заливной горловины во внешней камере бака совмещен с отверстием в верхней поверхности крыла. – Нанести тонкий слой герметика на место контакта промежуточного кольца и фланца заливной горловины. – Установить промежуточное кольцо на фланец заливной горловины бака. – Установить на место на верхней поверхности крыла новое уплотнительное кольцо. – Нанести тонкий слой герметика на место контакта промежуточного кольца и кольца крышки заливной горловины. – Установить кольцо крышки заливной горловины на фланец заливной горловины. – Ввинтить 8 винтов крепления заливной горловины и кольца крышки заливной горловины к крылу. – После установки всех винтов затянуть винты. 	<p>При необходимости передвинуть бак так, чтобы совместить детали.</p> <p>Использовать герметик DP 300 или аналогичный.</p> <p>Убедиться, что уплотнительное кольцо установлено правильно.</p> <p>Использовать герметик DP 300 или аналогичный.</p> <p>Затягивать пальцами, инструмент не применять.</p> <p>Затягивать поочередно противоположные винты.</p>
(3)	<p>Присоединить два продувочных шланга к штуцерам на люке подхода.</p> <ul style="list-style-type: none"> – Надеть продувочные шланги на штуцеры на люке подхода. – Установить хомуты крепления продувочных шлангов к штуцерам на люке подхода. 	Рядом с внешним концом внешней камеры топливного бака.
(4)	Присоединить перемычку металлизации с внешней стороны внешней камеры топливного бака.	
(5)	Установить люк на нижнюю поверхность крыла.	См. подраздел 52-40.

	Операции	Примечания/Ссылки
(6)	Присоединить перемычку металлизации с внутренней стороны внутренней камеры топливного бака: <ul style="list-style-type: none">– Продеть болт через отверстие клеммы металлизации на внутренней камере бака.– Установить на болт провод металлизации.– Установить на болт шайбу и гайку.– Затянуть болт.	
(7)	Подключить следующие электрические разъемы: <ul style="list-style-type: none">– Датчика количества топлива.– Реле низкого уровня топлива.– Реле высокого уровня топлива (только в левом крыле).– Датчика температуры топлива.	На внутренней стенке бака.
(8)	Установить люк подхода на корневую нервюру: <ul style="list-style-type: none">– Установить люк подхода на место на шпильки.– Установить 11 шайб и гаек.– Затянуть гайки.	
(9)	Установить сливной кран: <ul style="list-style-type: none">– Установить на сливной кран в сборе новое уплотнительное кольцо.– Установить сливной кран в сборе на место с нижней стороны внутренней камеры бака.– Законтрить сливной кран контролочной проволокой.– Установить съемную панель.	См. подраздел 52-40.
(10)	Установить крыло на самолет.	См. подраздел 57-10.

	Операции	Примечания/Ссылки
(11)	Произвести заправку самолета.	См. подраздел 12-10. Обратить особое внимание на утечки топлива из установленных баков.
(12)	Выполнить наземное опробование двигателя.	См. подраздел 71-00.

Страница намеренно оставлена пустой

Подраздел 28-20**Система распределения топлива****1. Общие сведения**

В данном разделе приводится описание системы распределения топлива самолета DA 40 NG. Система распределения топлива обеспечивает подачу топлива от топливных баков к двигателю. Система распределения топлива состоит из следующих элементов:

- Гибкие топливные шланги.
- Топливный кран.
- Топливный отстойник с фильтром.
- Электрический насос перекачки топлива.
- Электрические топливные насосы с перепускным клапаном.
- Топливный радиатор и обратный клапан.

Общее описание и схему топливной системы см. в подразделе 28-00.

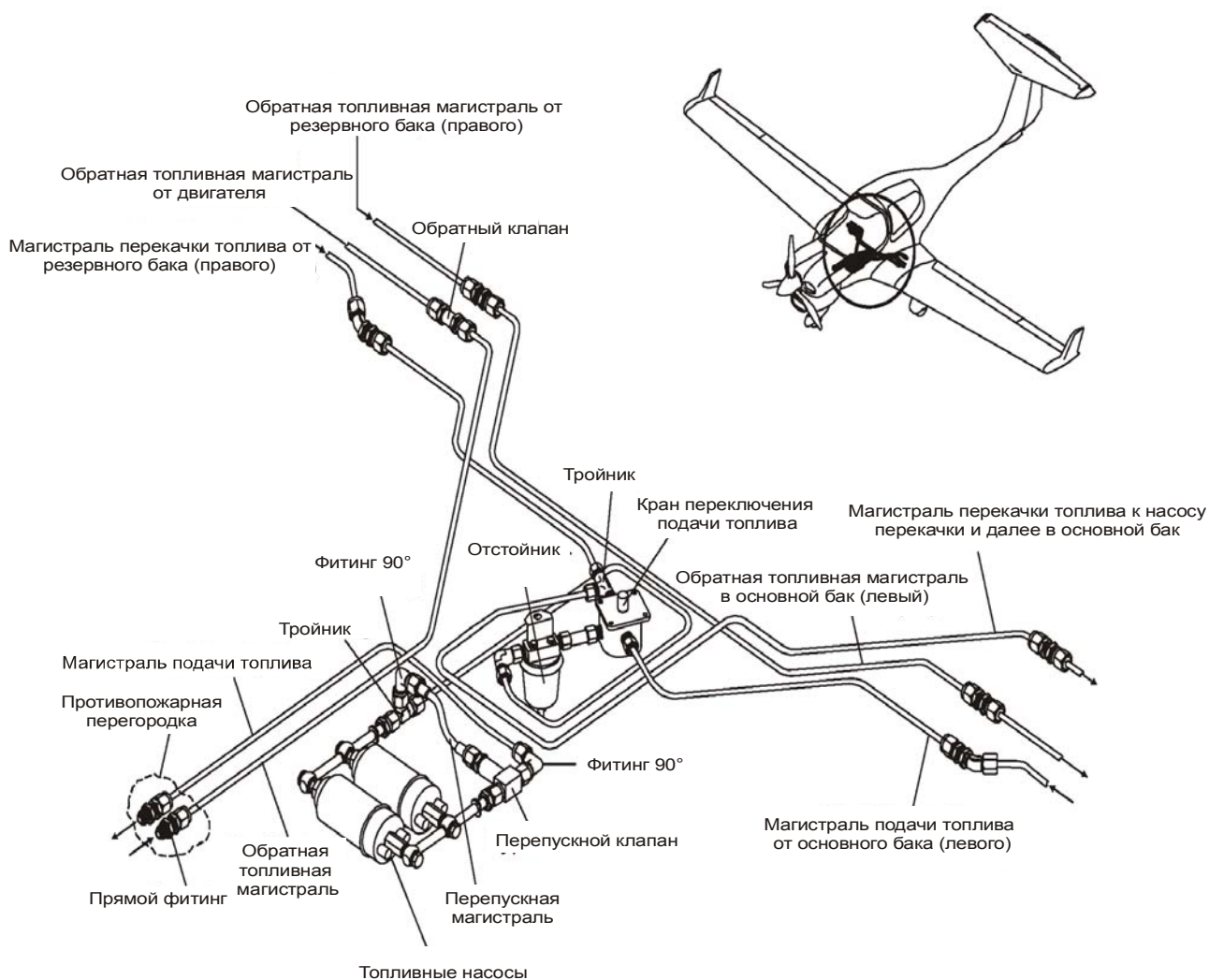


Рисунок 1. Элементы системы распределения топлива в фюзеляже

2. Описание

Основные элементы системы распределения топлива самолета DA 40 NG показаны на рисунке 1.

Топливный бак в левом крыле соединяется гибким топливным шлангом с топливным краном. Топливный кран расположен в средней части фюзеляжа, под полом кабины. Топливный кран соединяется с отстойником.

Выпуск отстойника соединяется гибким шлангом с топливными насосами и перепускной магистралью. Выпуск перепускного клапана гибким шлангом соединяется с проходной муфтой. Топливная магистраль с установленным на ней противопожарным рукавом соединяет топливный фильтр с топливным насосом с приводом от двигателя.

Обратная топливная магистраль от двигателя проходит через противопожарную перегородку и соединяется с обратным клапаном в фюзеляже. Обратный клапан соединяется с впускным штуцером контура охлаждения в правом топливном баке. Выпуск контура охлаждения в правом баке соединяется с топливным радиатором, который обратной магистралью соединен с впускным штуцером левого топливного бака.

Впускной штуцер правого бака соединяется гибким шлангом с тройником, установленным на впуске топливного крана со стороны подачи топлива из правого бака при аварийной перекачке. Этот тройник также соединяется гибким шлангом с обратным клапаном и далее с впуском насоса перекачки топлива. Выпуск насоса перекачки топлива соединяется гибким шлангом с тройником на обратной топливной магистрали.

3. Элементы системы распределения топлива

А. Гибкие шланги

В топливной системе используются гибкие шланги из синтетических материалов. На гибких шлангах, расположенных спереди от противопожарной перегородки, установлены противопожарные рукава.

Для замены шлангов топливной системы DA 40 NG использовать только шланги разрешенных к применению типов, прошедшие испытания давлением.

В. Топливный кран

Трехходовой топливный кран расположен под полом кабины. Кран соединяется валом с рычагом управления, который расположен на центральной панели кабины, сзади от секции управления двигателем.

Для установки рычага управления в нужное положение необходимо поднять замок рычага и повернуть рычаг.

В положении рычага управления краном NORMAL (нормальное положение) забор топлива осуществляется только из левого бака. При установке рычага в положение EMERGENCY (аварийная ситуация) забор топлива осуществляется только из правого бака. При установке рычага в положение OFF (выкл.) забор топлива не осуществляется.

С. Топливный отстойник и фильтр

Отстойник соединен с топливным краном и оснащен топливным фильтром и краном слива топлива. Фильтр можно снять для очистки или замены. Кран слива используется для слива топлива из системы распределения топлива, а также для отбора проб топлива для анализа на загрязнение.

Д. Насос перекачки топлива

Насос перекачки топлива расположен в корневой части левого крыла между лонжеронами. Электропитание насоса осуществляется от основной шины. Насос приводится в действие выключателем FUEL XFER ← (перекачка топлива), расположенным в левой нижней части главной приборной панели. Защита цепи насоса перекачки топлива обеспечивается предохранителем номиналом 10 А.

В качестве насоса используется роторный насос высокого давления.

Е. Электрические топливные насосы с перепускным клапаном

Два электрических топливных насоса с перепускным клапаном расположены под полом кабины. Перепускной клапан служит для снижения давления топлива при работе обоих электрических насосов.

Ф. Топливный радиатор и обратные клапаны

Топливный радиатор расположен в корневой части правого крыла между лонжеронами. Доступ к нему осуществляется через люк подхода к правой основной опоре шасси с нижней стороны корневой части правого крыла. В обратной топливной магистрали установлен обратный клапан, расположенный в корневой части правого крыла перед контуром охлаждения в резервном топливном баке.

4. Принцип работы системы перекачки топлива

При нормальной работе подача топлива в двигатель происходит из левого бака через топливный кран. Обратная топливная магистраль от двигателя проходит через контур охлаждения в правом баке и далее в левый бак. При установке переключателя FUEL XFER ← (перекачка топлива) в положение ON (вкл.) насос перекачки топлива перекачивает топливо из правого бака в левый до формирования одного из следующих сигналов:

- Сигнал реле отключения насоса перекачки топлива (реле высокого уровня топлива) в левом баке, информирующий о заполнении левого бака. При этом насос выключается.
- Сигнал реле отключения насоса перекачки топлива (реле низкого уровня топлива) в правом баке, информирующий об опорожнении правого бака. При этом насос выключается.

Поиск и устранение неисправностей

1. Общие сведения

В следующей таблице перечисляются возможные неисправности системы распределения топлива. При обнаружении неисправности, указанной в столбце «Неисправность», определить ее причину в столбце «Возможная причина» и выполнить действия по устранению неисправности, описанные в столбце «Способ устранения».

Неисправность	Возможная причина	Способ устранения
В самолете ощущается запах топлива.	Утечка из шланга/трубопровода.	Осмотреть все шланги и трубы. Заменить неисправные детали.
	Ослаблено соединение.	Осмотреть все соединения. Затянуть ослабленные соединения.
	Протекание деталей.	Осмотреть все детали. Заменить неисправные детали.
Неправильно перекачивается топливо.	Разомкнут предохранитель насоса перекачки топлива.	Замкнуть предохранитель насоса перекачки.
	Неисправен насос перекачки топлива.	Заменить насос перекачки.
	Неисправно реле низкого уровня топлива в правом баке.	Заменить реле.
	Неисправно реле высокого уровня топлива в левом баке.	Заменить реле.
	Неисправен переключатель FUEL XFER ← (перекачка топлива) на главной приборной панели.	Заменить выключатель.
	Неисправна проводка.	Устранить неисправность проводки.

Страница намеренно оставлена пустой

Порядок технического обслуживания

1. Общие сведения

В данном подразделе описывается порядок технического обслуживания системы распределения топлива. Техническое обслуживание системы ограничивается демонтажем и установкой ее основных элементов.

При любых работах соблюдать технику безопасности при работе с топливом.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: НЕ ДОПУСКАТЬ ПОПАДАНИЯ ТОПЛИВА НА КОЖУ. ПОПАДАНИЕ ТОПЛИВА НА КОЖУ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К РАЗВИТИЮ КОЖНЫХ ЗАБОЛЕВАНИЙ.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: ЗАПРЕЩАЕТСЯ ПРИМЕНЕНИЕ ОТКРЫТОГО ОГНЯ РЯДОМ С ТОПЛИВОМ. ТОПЛИВО ОБЛАДАЕТ ВЫСОКОЙ ГОРЮЧЕСТЬЮ. ВОЗГОРАНИЕ ТОПЛИВА МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ТРАВМАМ И ПОВРЕЖДЕНИЮ ОБОРУДОВАНИЯ.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: НЕ ДОПУСКАТЬ ВДЫХАНИЯ ПАРОВ ТОПЛИВА. ЭТО МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ЗАБОЛЕВАНИЮ.

2. Демонтаж/установка топливного крана и отстойника

А. Демонтаж топливного крана и отстойника

Топливный кран демонтировать вместе с отстойником.

При любых работах соблюдать технику безопасности при работе с топливом.

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Слить топливо с самолета.	См. подраздел 12-10.
(2)	Снять люк подхода вокруг сливного крана отстойника с нижней стороны фюзеляжа.	См. подраздел 52-40.
(3)	Слить топливо из системы распределения.	Использовать подходящую емкость. Топливо сливать через сливной кран отстойника.
(4)	Отсоединить от топливного крана гибкий шланг, соединяющий левый топливный бак с топливным краном.	Отверстия соединений закрыть заглушками.
(5)	Отсоединить тройник, к которому присоединяется магистраль перекачки топлива.	Отверстия соединений закрыть заглушками.
(6)	Отсоединить магистраль подачи топлива на топливные насосы.	Отверстия соединений закрыть заглушками.

	Операции	Примечания/Ссылки
(7)	<p>Демонтировать топливный кран и отстойник:</p> <ul style="list-style-type: none">– Отвинтить и убрать болт крепления монтажного кронштейна отстойника вместе с шайбой.– Отвинтить и убрать четыре болта крепления топливного крана к фюзеляжу вместе с шайбами.– Опустив топливный кран и отстойник вниз, снять их с самолета.	Удерживать топливный кран!

В. Установка топливного крана и отстойника

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Снять левое кресло пилота.	См. подраздел 25-10.
(2)	Установить топливный кран и отстойник на место в фюзеляже.	Убедиться, что монтажный кронштейн отстойника расположен правильно. Вставить соединительный вал в ответную деталь топливного крана. Убедиться, что рычаг управления в кабине и топливный кран находятся в одном положении.
(3)	Установить топливный кран и отстойник: <ul style="list-style-type: none"> – Установить 4 шайбы на 4 болта. – Продеть болты и шайбы через отверстия в топливном кране и установить на болты анкерные гайки. – Установить болт крепления монтажного кронштейна отстойника вместе с шайбой. – Затянуть болты. 	
(4)	Присоединить трубку, соединяющую отстойник с муфтой в противопожарной перегородке.	
(5)	Присоединить тройник к топливному крану.	
(6)	Присоединить к топливному крану гибкий шланг от левого топливного бака.	
(7)	Произвести заправку самолета.	См. подраздел 12-10.
(8)	Выполнить проверку на герметичность соединений, с которыми производились работы.	
(9)	Установить люк подхода вокруг сливного крана отстойника с нижней стороны фюзеляжа.	См. подраздел 52-40.
(10)	Установить левое кресло пилота.	См. подраздел 25-10.
(11)	Выполнить наземное опробование двигателя. Убедиться в правильной работе топливной системы.	

3. Демонтаж/установка фильтра отстойника

При любых работах соблюдать технику безопасности при работе с топливом.

А. Демонтаж фильтра отстойника

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Установить топливный кран в положение OFF (выкл.).	
(2)	Снять люк подхода вокруг сливного крана отстойника с нижней стороны фюзеляжа.	См. подраздел 52-40.
(3)	Топливо сливать через сливной кран отстойника.	Использовать подходящую емкость.
(4)	Ослабить стопорное кольцо крепления корпуса фильтра к отстойнику.	Убрать контровочную проволоку со стопорного кольца и крана слива топлива. Удерживать корпус фильтра!
(5)	Опустив корпус фильтра вниз, снять его с отстойника и извлечь фильтрующий элемент.	Если уплотнение повреждено, выбросить его.

В. Установка фильтра отстойника

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Установить фильтр на место в отстойник, затянуть фильтр рукой.	
(2)	Установить в корпус фильтра новое уплотнение.	
(3)	Установить корпус фильтра: <ul style="list-style-type: none"> – Установить корпус фильтра на место на отстойник. – Совместить стрелки на корпусе фильтра с метками на отстойнике. – Затянуть стопорное кольцо крепления корпуса фильтра. – Законтрить стопорное кольцо и кран слива топлива контролочной проволокой. 	Убедиться, что уплотнение установлено правильно.
(4)	Выполнить проверку корпуса фильтра отстойника на герметичность: <ul style="list-style-type: none"> – Убедиться в наличии топлива в левом баке. – Установить топливный кран в положение NORMAL (нормальное положение). – Осмотреть отстойник на предмет протекания. – Установить топливный кран в положение OFF (выкл.). 	
(5)	Установить люк подхода вокруг сливного крана отстойника с нижней стороны фюзеляжа.	См. подраздел 52-40.

4. Демонтаж/установка электрических топливных насосов с перепускным клапаном

При любых работах соблюдать технику безопасности при работе с топливом.

А. Демонтаж электрических топливных насосов с перепускным клапаном

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Установить выключатель ENGINE MASTER (главный выключатель двигателя) в положение OFF (выкл.).	
(2)	Снять люк подхода вокруг сливного крана отстойника с нижней стороны фюзеляжа.	См. подраздел 52-40.
(3)	Отсоединить от топливных насосов электрические кабели.	
(4)	Установить топливный кран в положение OFF (выкл.).	
(5)	Слить топливо из отстойника.	
(6)	Отсоединить от топливных насосов все топливные магистрали.	
(7)	Отсоединить перепускной клапан с обвязкой: <ul style="list-style-type: none">– Отсоединить топливную магистраль, перепускной клапан и тройник.	
(8)	Вывинтить и убрать две гайки крепления фитинга топливных насосов (типа «банджо») к опорному кронштейну.	
(9)	Снять блок топливных насосов: <ul style="list-style-type: none">– Ослабить четыре червячных хомута.– Сдвинуть червячные хомуты друг к другу.– Снять блок топливных насосов.	

В. Установка электрических топливных насосов с перепускным клапаном

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Установить блок топливных насосов и затянуть четыре червячных хомута.	
(2)	Установить и затянуть две гайки крепления фитинга топливных насосов (типа «банджо») к опорному кронштейну.	
(3)	Установить перепускной клапан с обвязкой: – Отсоединить топливную магистраль, перепускной клапан и тройник.	
(4)	Присоединить электрические кабели топливных насосов к электросистеме самолета.	
(5)	Установить люк подхода вокруг сливного крана отстойника с нижней стороны фюзеляжа.	См. подраздел 52-40.
(6)	Выполнить наземное опробование двигателя.	См. подраздел 71-00.
(7)	Осмотреть самолет на предмет утечек топлива.	

5. Демонтаж/установка насоса перекачки топлива

При любых работах соблюдать технику безопасности при работе с топливом.

А. Демонтаж насоса перекачки топлива

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Слить топливо с самолета.	См. подраздел 12-10.
(2)	Снять люк подхода к левой основной опоре шасси.	
(3)	Разъединить электрический разъем насоса перекачки топлива.	
(4)	Отсоединить от насоса перекачки обе топливные магистрали.	Пометить топливные магистрали для упрощения последующей установки.
(5)	Снять Р-образные хомуты и насос перекачки топлива.	
(6)	Отсоединить от насоса перекачки топлива провод заземления.	Отметить положение провода заземления.
(7)	Снять насос перекачки топлива.	

В. Установка насоса перекачки топлива

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Установить насос перекачки топлива на место.	
(2)	Присоединить провод заземления к ранее отмеченной точке насоса перекачки топлива.	На место, отмеченное в п. 5А (операция 6).
(3)	Установить и затянуть Р-образные хомуты.	
(4)	Присоединить к насосу перекачки обе топливные магистрали.	
(5)	Присоединить к насосу перекачки топлива электрический кабель.	
(6)	Установить люк подхода к левой основной опоре шасси.	
(7)	Выполнить наземное опробование двигателя.	См. подраздел 71-00.
(8)	Осмотреть самолет на предмет утечек топлива.	

6. Разборка/сборка насоса перекачки топлива**А. Разборка насоса перекачки топлива**

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Ослабить зажимные гайки на фитингах 90° и снять фитинги со сторон всасывания и нагнетания насоса.	Запомнить направление установки фитингов.
(2)	Убрать с фитингов уплотнительные кольца.	Выбросить уплотнительные кольца.
(3)	Снять сливной узел.	Удерживать сливной узел.
(4)	Снять контровочную проволоку с болта крепления провода металлизации к корпусу насоса.	
(5)	Убрать болт и снять провод металлизации.	Удерживать провод металлизации.
(6)	Установить болт обратно.	
(7)	Открытые отверстия соединений закрыть заглушками.	

В. Сборка нового насоса перекачки топлива

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Подрезать электрические кабели, установить на концы кабелей и обжать разъемы.	Длина: 24 см (9,4 дюйма).
(2)	Закрепить контакты в корпусе и обеспечить защиту проводов от перетирания.	Полярность подключения не имеет значения.
(3)	Осмотреть резьбу и конические поверхности фитингов.	
(4)	Установить на фитинги новые уплотнительные кольца.	
(5)	Снять заглушки с отверстий на стороне всасывания и нагнетания насоса и установить на них фитинги.	Соблюдать направление установки фитингов.
(6)	Затянуть зажимные гайки.	
(7)	Установить новый винт, входящий в комплект поставки насоса, в отверстие в верхней части корпуса насоса.	«Верх» относительно положения установки на самолете.
(8)	Установить сливной узел с нижней стороны корпуса насоса.	
(9)	Вывинтить из корпуса насоса один из верхних болтов.	Убрать контровочную проволоку. «Верх» относительно положения установки на самолете.
(10)	Отшлифовать корпус вокруг отверстия, из которого был вывинчен болт.	Для обеспечения электрической проводимости.
(11)	Установить болт с проводом металлизации и затянуть болт.	
(12)	Установить на болты новую контровочную проволоку.	
(13)	Покрыть краской отшлифованный участок корпуса вокруг болта.	Для предотвращения коррозии.

7. Демонтаж/установка топливного радиатора**А. Демонтаж топливного радиатора**

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Слить топливо с самолета.	См. подраздел 12-10.
(2)	Снять люк подхода к правой основной опоре шасси.	С нижней стороны корневой части крыла.
(3)	Убрать резиновую уплотнительную прокладку воздуховода.	
(4)	Снять воздуховод.	
(5)	Отсоединить от топливного радиатора топливные магистрали.	
(6)	Вывинтить болты крепления (4 шт.).	Отметить положение провода заземления.
(7)	Снять топливный радиатор.	

В. Установка топливного радиатора

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Установить топливный радиатор на место.	
(2)	Закрепить топливный радиатор с проводом заземления четырьмя болтами.	
(3)	Присоединить к топливному радиатору топливные магистрали.	
(4)	Установить на топливный радиатор воздуховод.	
(5)	Установить резиновую уплотнительную прокладку воздуховода.	
(6)	Установить люк подхода к правой основной опоре шасси.	
(7)	Выполнить наземное опробование двигателя.	См. подраздел 71-00.
(8)	Осмотреть самолет на предмет утечек топлива.	

8. Проверка работы топливного крана

ВНИМАНИЕ: ПРИ НЕУДОВЛЕТВОРИТЕЛЬНОМ РЕЗУЛЬТАТЕ ПРОВЕРКИ ЗАМЕНИТЬ ТОПЛИВНЫЙ КРАН.

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Снять капот.	
(2)	Установить выключатель ENGINE MASTER (главный выключатель двигателя) в положение OFF (выкл.).	
(3)	Отсоединить обратную топливную магистраль от штуцера топливного насоса с приводом от двигателя. <ul style="list-style-type: none"> – Убрать контровочную проволоку. – Открытые отверстия топливной магистрали закрыть заглушками. 	См. Руководство по технической эксплуатации двигателя AE (последняя редакция).
(4)	Присоединить внешнюю топливную магистраль к штуцеру топливного насоса с приводом от двигателя.	
(5)	Установить топливный кран в положение NORMAL (нормальное положение).	
(6)	Установить выключатель ENGINE MASTER (главный выключатель двигателя) в положение ON (вкл.).	Для сбора топлива установить подходящую емкость. Топливо должно подаваться со скоростью приблизительно 3 л/мин.
(7)	Включить топливный насос.	Скорость подачи топлива должна увеличиться.
(8)	Выключить топливный насос.	
(9)	Установить топливный кран в положение EMERGENCY (аварийная ситуация).	Убедиться, что уровень топлива в резервном топливном баке уменьшается (по показаниям на экране многофункционального индикатора комплекса G1000).
(10)	Установить топливный кран в положение OFF (выкл.).	Подача топлива должна прекратиться.
(11)	Установить выключатель ENGINE MASTER (главный выключатель двигателя) в положение OFF (выкл.).	
(12)	Отсоединить внешнюю топливную магистраль от штуцера топливного насоса с приводом от двигателя.	
(13)	Присоединить обратную топливную магистраль к штуцеру топливного насоса с приводом от двигателя. <ul style="list-style-type: none"> – Установить контровочную проволоку. 	
(14)	Установить капот.	

9. Проверка обратного клапана в обратной топливной магистрали

ВНИМАНИЕ: ПРИ НЕУДОВЛЕТВОРИТЕЛЬНОМ РЕЗУЛЬТАТЕ ПРОВЕРКИ ЗАМЕНИТЬ ОБРАТНЫЙ КЛАПАН.

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Убедиться, что левый топливный бак (основной бак) полон.	См. подраздел 12-10.
(2)	Снять капот.	
(3)	Установить выключатель ENGINE MASTER (главный выключатель двигателя) в положение OFF (выкл.).	
(4)	Отсоединить обратную топливную магистраль от передней стороны муфты на противопожарной перегородке.	
(5)	Присоединить внешнюю топливную магистраль с дополнительным топливным насосом к передней стороне муфты обратной магистрали на противопожарной перегородке.	
(6)	Включить внешний топливный насос.	При откачке дополнительным насосом допускается появление лишь незначительного количества топлива на выпуске этого насоса.
(7)	Выключить внешний топливный насос.	
(8)	Отсоединить внешнюю топливную магистраль с дополнительным топливным насосом от передней стороны муфты обратной магистрали на противопожарной перегородке.	
(9)	Присоединить обратную топливную магистраль двигателя к передней стороне муфты обратной магистрали на противопожарной перегородке.	

Подраздел 28-40**Система контроля количества и расхода топлива****1. Общие сведения**

В данном разделе приводится описание системы контроля количества и расхода топлива самолета DA 40 NG. Общую информацию о топливной системе см. в подразделе 28-00. Информацию о замене топливомера см. в подразделе 31-10.

2. Описание**A. Исполнение со стандартными баками**

Основные элементы системы контроля количества и расхода топлива показаны на рисунке 1. Система контроля количества и расхода топлива входит в состав системы индикации параметров двигателя. В каждом топливном баке с внутренней стороны установлен датчик количества топлива в тефлоновом чехле. Калибровка системы контроля количества и расхода топлива в процессе эксплуатации невозможна.

Датчики количества топлива соединяются электропроводами с системой индикации параметров двигателя, которая обеспечивает индикацию количества топлива.

Реле низкого уровня топлива левого бака соединяется электропроводами с предупредительным сигнализатором LOW FUEL (низкий уровень топлива) на панели сигнализации. Дополнительную информацию о панели сигнализации см. в подразделе 31-50.

B. Исполнение с баками увеличенной емкости (по рекомендации OÄM-40-130)

Конструкция системы контроля количества и расхода топлива самолета DA 40 NG в исполнении с баками увеличенной емкости аналогична конструкции системы самолета со стандартными баками. Во внутренней камере топливного бака установлен датчик количества топлива. Максимальное количество топлива, измеряемое датчиком количества топлива, составляет 14 ам. галл (53 л), оно же является верхним пределом индикации топливомера.

3. Принцип работы

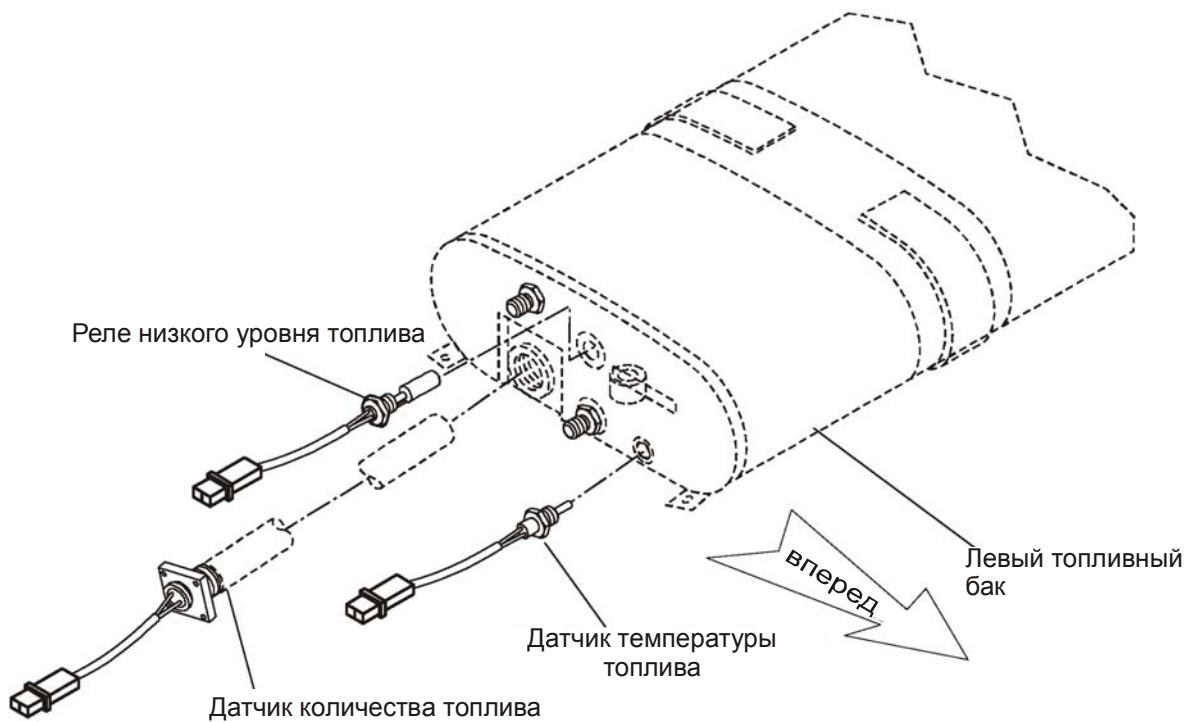
А. Исполнение со стандартными баками

По мере уменьшения уровня топлива в топливных баках уменьшается площадь смачиваемого топливом участка датчика. Величина смачиваемой площади датчика преобразуется в электрический сигнал, который поступает на топливомер для индикации количества топлива. На топливомере отображается количество топлива в левом и правом топливных баках. Топливомер отображается на многофункциональном индикаторе комплекса G1000. Количество топлива отображается в американских галлонах. Верхний предел индикации топливомера равен 14 ам. галл (53 л) для каждого бака.

Реле низкого уровня топлива формирует сигнал включения предупредительного сигнализатора на панели сигнализации. При уменьшении количества топлива в левом баке до 3 ам. галл (+2/-1 ам. галл) загорается предупредительный сигнализатор. Дополнительную информацию о предупредительном сигнализаторе LOW FUEL (низкий уровень топлива) см. в подразделе 31-50.

В. Исполнение с баками увеличенной емкости (по рекомендации ОАМ-40-130)

Общее количество расходуемого топлива в каждом баке составляет 19,5 ам. галл (73,8 л). Верхний предел индикации топливомера равен 14 ам. галл (53 л) для каждого бака. Оставшееся количество топлива в каждом баке, равное 5,5 ам. галл (20,8 л), на многофункциональном индикаторе (MFD) комплекса G1000 не отображается.



ВИД ВНУТРЕННЕЙ СТЕНКИ ЛЕВОГО ТОПЛИВНОГО БАКА

Рисунок 1. Элементы системы контроля количества и расхода топлива в левом топливном баке

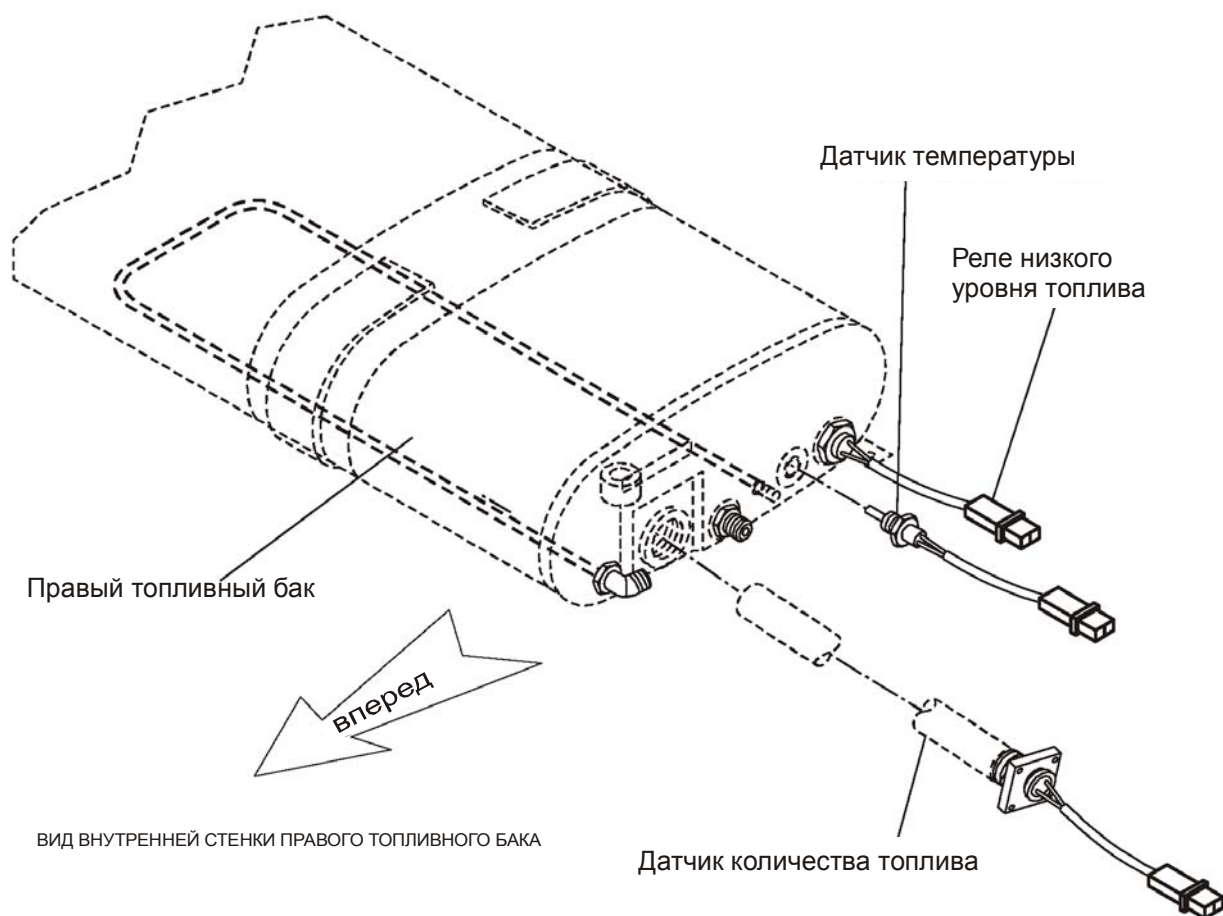


Рисунок 2. Элементы системы контроля количества и расхода топлива в правом топливном баке

Поиск и устранение неисправностей

1. Общие сведения

В следующей таблице перечисляются возможные неисправности системы контроля количества и расхода топлива. При обнаружении неисправности, указанной в столбце «Неисправность», определить ее причину в столбце «Возможная причина» и выполнить действия по устранению неисправности, описанные в столбце «Способ устранения».

Неисправность	Возможная причина	Способ устранения
Неправильно отображается количество топлива в одном из баков или горят первый и последний светодиоды топливомера. Показания топливомера другого бака правильные.	Неисправен или загрязнен датчик количества топлива в топливном баке. Неисправна проводка системы измерения количества топлива.	Промыть датчик количества топлива, слить топливо из соответствующего топливного бака и снова заправив бак топливом. Если количество топлива по-прежнему отображается неправильно, заменить датчик количества топлива. Выполнить проверку проводки системы измерения количества топлива. Монтажные схемы см. в разделе 92-00.
Неправильно отображается или не отображается количество топлива в обоих баках.	Неисправен топливомер. Неисправна проводка системы измерения количества топлива.	Заменить топливомер. Выполнить проверку проводки системы измерения количества топлива. Монтажные схемы см. в разделе 92-00.
Загорается предупредительный сигнализатор FUEL LOW (низкий уровень топлива) на панели сигнализации, при этом остаток топлива в левом баке превышает 5 ам. галл (19 л).	Неисправно реле низкого уровня топлива.	Заменить реле низкого уровня топлива.

Страница намеренно оставлена пустой

Порядок технического обслуживания

1. Общие сведения

В данном подразделе описывается порядок замены датчика количества топлива и реле-сигнализатора уровня топлива в топливном баке.

Информацию о демонтаже и установке топливомера см. в подразделе 31-10.

При любых работах соблюдать технику безопасности при работе с топливом.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: НЕ ДОПУСКАТЬ ПОПАДАНИЯ ТОПЛИВА НА КОЖУ. ПОПАДАНИЕ ТОПЛИВА НА КОЖУ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К РАЗВИТИЮ КОЖНЫХ ЗАБОЛЕВАНИЙ.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: ЗАПРЕЩАЕТСЯ ПРИМЕНЕНИЕ ОТКРЫТОГО ОГНЯ РЯДОМ С ТОПЛИВОМ. ТОПЛИВО ОБЛАДАЕТ ВЫСОКОЙ ГОРЮЧЕСТЬЮ. ВОЗГОРАНИЕ ТОПЛИВА МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ТРАВМАМ И ПОВРЕЖДЕНИЮ ОБОРУДОВАНИЯ.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: НЕ ДОПУСКАТЬ ВДЫХАНИЯ ПАРОВ ТОПЛИВА. ЭТО МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ЗАБОЛЕВАНИЮ.

2. Демонтаж/установка реле низкого уровня топлива

В каждом баке установлено реле низкого уровня топлива.

При любых работах соблюдать технику безопасности при работе с топливом.

А. Демонтаж реле низкого уровня топлива

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Демонтировать крыло, с топливного бака в котором необходимо демонтировать реле низкого уровня топлива.	См. подраздел 57-10.
(2)	Снять люк подхода с корневой нервюры крыла: <ul style="list-style-type: none">– Отвинтить и снять с резьбовых шпилек 11 гаек крепления с шайбами.– Снять люк подхода со шпилек.	
(3)	Отсоединить электропровода реле низкого уровня топлива.	Линейный разъем.
(4)	Демонтировать реле низкого уровня топлива с бака.	

В. Установка реле низкого уровня топлива

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	<p>Установить реле низкого уровня топлива в топливный бак:</p> <ul style="list-style-type: none"> – Нанести герметик на резьбу реле низкого уровня топлива. – Установить реле низкого уровня топлива на место в бобышку топливного бака. – Ввернуть реле низкого уровня топлива в бобышку до упора. – Затянуть реле низкого уровня топлива. 	<p>Использовать герметик Loctite 243, уплотнительную смазку общего назначения или уплотнительную смазку для масло- и топливопроводов.</p> <p>Стрелка должна указывать вниз.</p>
(2)	Присоединить электропровода к реле низкого уровня топлива.	Линейный разъем.
(3)	<p>Установить люк подхода на корневую нервюру:</p> <ul style="list-style-type: none"> – Установить люк подхода на место на шпильки. – Установить 11 шайб и гаек. – Затянуть гайки. 	
(4)	Установить крыло, но не заправлять самолет.	См. подраздел 57-10.
(5)	Проверить правильность работы реле низкого уровня топлива.	<p>Правый бак: убедиться, что при достижении низкого уровня топлива реле выключает насос перекачки.</p> <p>Левый бак: убедиться, что при снижении уровня топлива до 3 ам. галл (+2/-1 ам. галл) реле выключает предупредительный сигнализатор LOW FUEL (низкий уровень топлива).</p>
(6)	Произвести заправку самолета.	См. подраздел 12-10.
(7)	Убедиться в отсутствии утечек.	

3. Демонтаж/установка реле высокого уровня топлива

Реле высокого уровня топлива установлено только в левом баке.

При любых работах соблюдать технику безопасности при работе с топливом.

А. Демонтаж реле высокого уровня топлива

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Демонтировать левое крыло.	См. подраздел 57-10.
(2)	Демонтировать левый топливный бак.	См. подраздел 28-10.
(3)	Отсоединить электропровода реле высокого уровня топлива.	Линейный разъем у реле высокого уровня топлива.
(4)	Демонтировать реле высокого уровня топлива с бака.	

В. Установка реле высокого уровня топлива

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Установить реле высокого уровня топлива в топливный бак: <ul style="list-style-type: none">– Нанести герметик на резьбу реле высокого уровня топлива.– Установить реле высокого уровня топлива на место в бобышку топливного бака.– Ввернуть реле высокого уровня топлива в бобышку до упора.– Затянуть реле высокого уровня топлива.	Использовать уплотнительную смазку общего назначения или уплотнительную смазку для масло- и топливопроводов. Стрелка должна указывать вверх.
(2)	Присоединить электропровода к реле высокого уровня топлива.	Линейный разъем.
(3)	Установить левый топливный бак.	См. подраздел 28-10.
(4)	Установить левое крыло, но не заправлять самолет.	См. подраздел 57-10.
(5)	Проверить правильность работы реле высокого уровня топлива.	убедиться, что при достижении высокого уровня топлива в левом баке реле выключает насос перекачки.
(6)	Произвести заправку самолета.	См. подраздел 12-10.
(7)	Убедиться в отсутствии утечек.	

4. Демонтаж/установка датчика количества топлива

При любых работах соблюдать технику безопасности при работе с топливом.

А. Демонтаж датчика количества топлива

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Демонтировать крыло, в котором находится датчик количества топлива, который необходимо снять, и установить крыло на опоры.	См. подраздел 57-10.
(2)	Демонтировать топливный бак с крыла.	См. подраздел 28-10.
(3)	Вывинтить датчик количества топлива из направляющей трубки.	

В. Установка датчика количества топлива

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Отсоединить узел заливной горловины от топливного бака.	См. подраздел 28-10. Для доступа к направляющей с внешней стороны топливного бака.
(2)	Установить датчик количества топлива в топливный бак: <ul style="list-style-type: none"> – Нанести герметик на резьбу датчика количества топлива. – Установить новое уплотнительное кольцо. – Установить на датчик количества топлива тефлоновый чехол. – Осторожно установить датчик количества топлива в направляющую трубку на внутренней стенке бака до зацепления резьбы. – Ввинтить датчик до упора, вращая его рукой по часовой стрелке. – Затянуть датчик количества топлива так, чтобы он плотно прилегал к уплотнительному кольцу. 	Использовать уплотнительную смазку общего назначения или уплотнительную смазку для масло- и топливопроводов. Убедиться, что датчик количества топлива вошел в направляющую с внешней стороны топливного бака.
(3)	Присоединить узел заливной горловины к топливному баку.	См. подраздел 28-10.
(4)	Установить топливный бак в крыло.	См. подраздел 28-10.
(5)	Установить крыло на самолет.	См. подраздел 57-10.
(6)	Осмотреть место установки датчика количества топлива на предмет протекания топлива.	
(7)	Установить люк подхода к топливному баку.	См. подраздел 52-40.

РАЗДЕЛ 31

ПРИБОРНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

Страница намеренно оставлена пустой

СОДЕРЖАНИЕ

РАЗДЕЛ 31 ПРИБОРНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

1.	Общие сведения	1
Подраздел 31-10		
Главная приборная панель и панели управления		
1.	Общие сведения	1
2.	Описание главной приборной панели	3
3.	Описание центральной панели	5
Поиск и устранение неисправностей		
1.	Общие сведения	101
Порядок технического обслуживания		
1.	Общие сведения	201
2.	Демонтаж/установка секции управления двигателем	201
Подраздел 31-40		
Центральные вычислители		
1.	Общие сведения	1
2.	Описание	3
Поиск и устранение неисправностей		
1.	Общие сведения	101

Порядок технического обслуживания

1.	Общие сведения	201
2.	Демонтаж/установка индикатора GDU 104X.....	204
3.	Демонтаж/установка интегрированного блока БРЭО GIA 63.....	207
4.	Демонтаж/установка ответчика GTX33	210
5.	Демонтаж/установка курсовертикали GRS 77	213
6.	Демонтаж/установка вычислителя воздушных параметров GDC 74A.....	215
7.	Демонтаж/установка микропроцессорного блока GEA 71	217
8.	Магнитометр GMU 44.....	219

РАЗДЕЛ 31

ПРИБОРНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

1. Общие сведения

В данном разделе приводится описание приборного оборудования самолета. Информацию о конкретном оборудовании см. в соответствующих подразделах:

Подраздел 31-10. Главная приборная панель, панели и пульты управления самолета DA 40 NG.

Подраздел 31-40. Комплексная пилотажно-навигационная система.

На самолете DA 40 NG установлено следующее приборное оборудование:

- Главная приборная панель. Главная приборная панель состоит из нескольких элементов и полки. Полка располагается между собственно панелью и противопожарной перегородкой.
- Центральная панель управления. На этой панели расположены рычаги управления двигателем, подачей топлива, рычаги управления обогревом кабины, стояночным тормозом и колеса управления триммерами. Панель состоит из передней части и задней части.
- Комплексная пилотажно-навигационная система. Самолет оснащен комплексной пилотажно-навигационной системой с 2 индикаторами, на которые выводится информация пилотажно-навигационных приборов, приборов контроля двигателя и систем самолета. Индикаторы комплексной пилотажно-навигационной системы оснащены функциональными клавишами, которые используются для выбора режимов индикации.

В данном подразделе не приводится описание индикаторов и указателей различных систем. Информацию о них см. в соответствующих подразделах.

Примечание: Перечень оборудования, сертифицированного для установки на самолете DA 40 NG, приведен в разделе 6.5 Руководства по летной эксплуатации. Установка такого оборудования возможна и должна производиться в соответствии с Руководством по техническому обслуживанию самолета.

Для обозначения всего оборудования, не вошедшего в перечень в разделе 6.5 Руководства по летной эксплуатации, используется термин «Дополнительное оборудование». Установка Дополнительного оборудования является модификацией и должна осуществляться в соответствии с действующими национальными правилами или Эксплуатационным бюллетенем.

Страница намеренно оставлена пустой

Подраздел 31-10

Главная приборная панель и панели управления

1. Общие сведения

На самолете DA 40 NG установлена главная приборная панель и следующие панели управления:

- Главная приборная панель. Главная приборная панель состоит из нескольких элементов и полки. Полка располагается между собственно панелью и шпангоутом крепления главной приборной панели.
- Центральная панель управления. Панель состоит из передней и задней частей. В передней части располагаются рычаги управления обогревом кабины, рычаг стояночного тормоза и колесо управления триммером руля направления. В задней части располагаются рычаги управления двигателем и краном перекачки топлива/перекрытым краном.

Информацию о конкретных органах управления см. в соответствующих разделах и подразделах. Например, информацию о рычаге управления двигателем см. в подразделе 76-00.

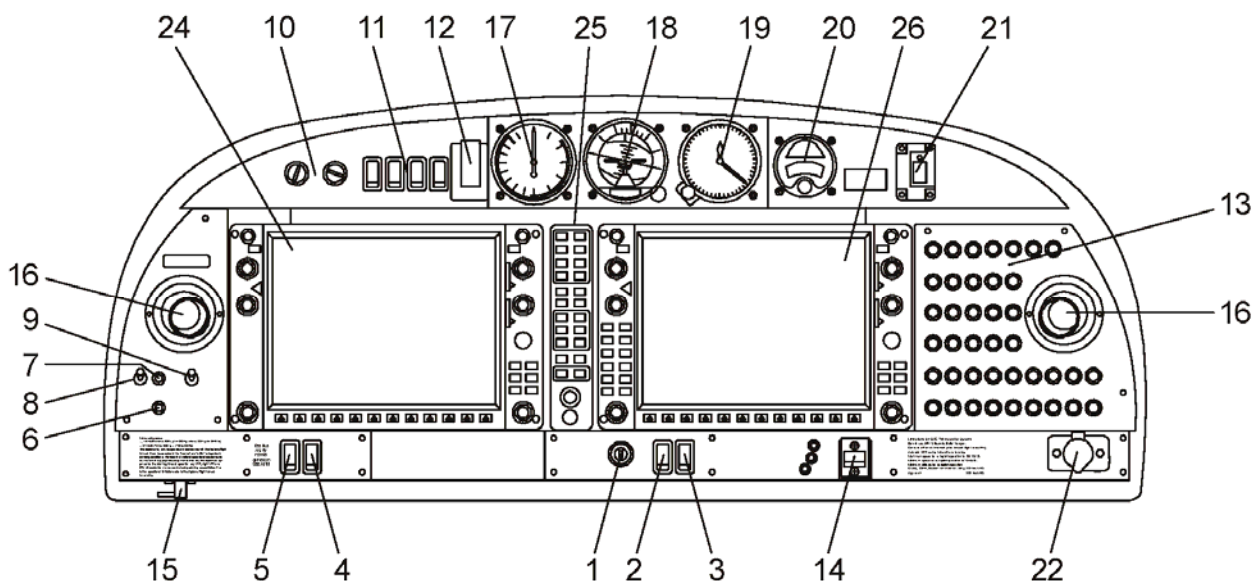


Рисунок 1. Главная приборная панель

Основные приборы и органы управления			
1	Главный выключатель электрооборудования	14	Переключатель управления закрылками
2	Переключатель перекачки топлива	15	Кран резервного приемника статического давления
3	Переключатель обогрева ПВД	16	Вентиляционные сопла
4	Главный выключатель БРЭО	17	Указатель воздушной скорости резервный
5	Выключатель шины основных потребителей	18	Авиагоризонт резервный
6	Выключатель топливных насосов	19	Высотомер резервный
7	Кнопки проверки блока управления двигателем	20	Аварийный компас
8	Переключатель блоков управления двигателем	21	Блок управления аварийным приводным передатчиком
9	Главный выключатель двигателя	22	Разъем дополнительного питания
10	Поворотные кнопки управления подсветкой приборов и заливающим освещением	24	Основной пилотажный индикатор (PFD)
11	Выключатели освещения	25	Усилитель звуковой частоты / устройство внутренней связи / маркерный приемник
12	Аварийный выключатель	26	Многофункциональный индикатор (MFD) с органами управления автопилотом
13	Предохранители		

2. Описание главной приборной панели

Главная приборная панель состоит из нескольких частей, выполненных из алюминиевого сплава. Панель имеет вертикальную часть, на которой расположены приборы и органы управления, и горизонтальную полку, на которой расположены электрические элементы. Полка располагается между противопожарной перегородкой и вертикальной стенкой собственно панели.

На самолете DA 40 NG установлена комплексная пилотажно-навигационная система с двумя большими ЖК-индикаторами, расположенными на главной приборной панели. Индикаторы используются для отображения всей пилотажно-навигационной информации и информации систем самолета. Между индикаторами расположен пульт управления звуковой сигнализацией. Пульт управления звуковой сигнализацией интегрирован в комплексную пилотажно-навигационную систему и используется для управления всеми системами радиосвязи и навигационной связи самолета. Дополнительную информацию о комплексной пилотажно-навигационной системе см. в подразделе 31-40.

В верхней части главной приборной панели расположены указатель воздушной скорости, авиагоризонт, высотомер и магнитный компас. Эти приборы выдают основную информацию, необходимую для пилотирования самолета в случае пропадания напряжения электропитания и отказа комплексной пилотажно-навигационной системы. Авиагоризонт является гироскопическим прибором и может питаться от резервной батареи. Выключатель аварийного питания авиагоризонта расположен рядом с авиагоризонтом и закрыт крышкой для защиты от случайного включения.

Все предохранители электросистем расположены с правой стороны главной приборной панели. К задней стороне предохранителей непосредственно подключаются шины электрических систем.

На полке главной приборной панели установлены реле, соединительные колодки, разъемы и шпильки заземления.

Главная приборная панель имеет крышку, которая крепится к панели на винтах.

Дополнительную информацию об электрической системе см. в разделе 24, о системе автопилота — в разделе 34.

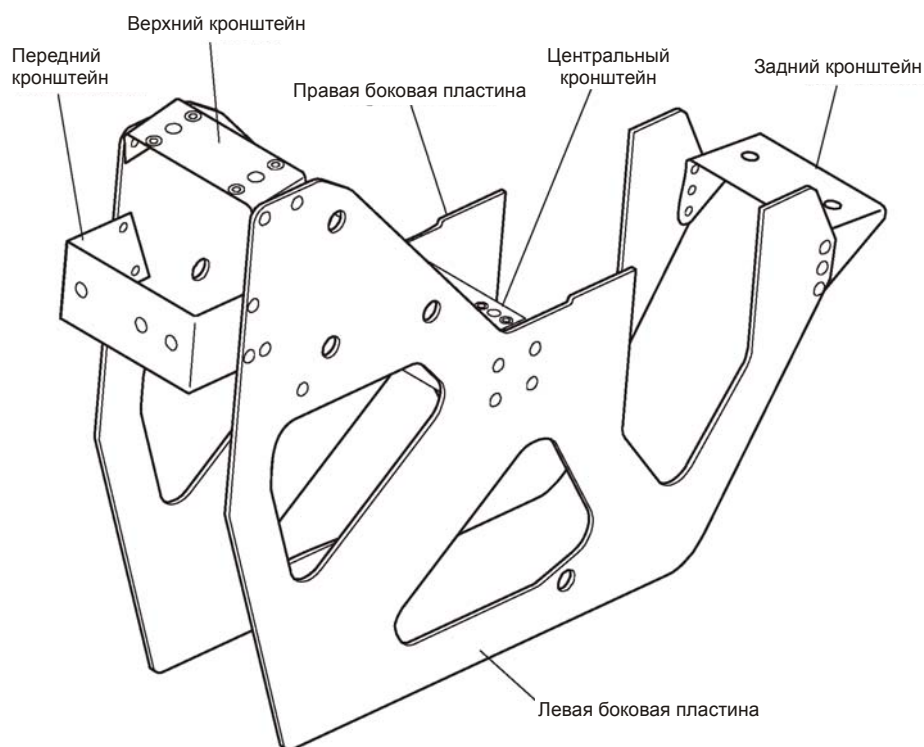


Рисунок 2. Конструкция секции управления двигателем

3. Описание центральной панели

В секции управления двигателем расположены рычаги управления стояночным тормозом и обогревом, а также рычаг управления двигателем.

Центральная панель показана на рисунке 2. Информацию об органах управления см. в соответствующих разделах.

Секция управления двигателем имеет две боковые пластины из алюминиевого сплава. Пластины заклепками соединяются с четырьмя кронштейнами. В переднем кронштейне имеются отверстия для крепления внешних оболочек тросов стояночного тормоза и управления обогревом. В верхнем кронштейне установлены две анкерные гайки, в которые ввинчиваются болты крепления секции управления двигателем к верху панели пола.

В центральном кронштейне установлены две анкерные гайки для крепления накладок рычагов управления. К заднему кронштейну крепится секция управления триммером руля высоты.

В секции управления двигателем отсутствуют детали, обслуживание которых может осуществляться пользователем.

Страница намеренно оставлена пустой

1. Общие сведения

В следующей таблице перечисляются возможные неисправности центральной панели управления. При обнаружении неисправности, указанной в столбце «Неисправность», определить ее причину в столбце «Возможная причина» и выполнить действия по устранению неисправности, описанные в столбце «Способ устранения».

Неисправность	Возможная причина	Способ устранения
Рычаги управления стояночным тормозом или обогревом кабины не фиксируются в заданном положении.	Слабое усилие трения. Чрезмерный износ фрикционных шайб.	Отрегулировать усилия трения. Заменить фрикционные шайбы.

Страница намеренно оставлена пустой

Порядок технического обслуживания

1. Общие сведения

В данном подразделе описывается порядок демонтажа и установки секции управления двигателем. Информацию об индикаторах и указателях других систем см. в соответствующих разделах.

2. Демонтаж/установка секции управления двигателем

А. Демонтаж секции управления двигателем

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	<p>Снять ручку переключателя подачи топлива:</p> <ul style="list-style-type: none"> – Вывинтить и убрать винт с крестообразным шлицем в центре ручки, потянуть ручку вверх и снять ее с переключателя подачи топлива. – Снять монтажную пластину. 	
(2)	Снять рычаг управления двигателем в сборе.	См. подраздел 76-00.
(3)	Вывинтить и убрать болты крепления секции управления двигателем к панели пола с передней и задней стороны.	
(4)	Снять переднюю накладку.	
(5)	Выдвинуть секцию управления двигателями в положение, позволяющее получить доступ к тросам управления.	
(6)	<p>Отсоединить следующие тросы управления от центральной панели:</p> <ul style="list-style-type: none"> – Трос управления обогревом кабины. – Трос управления распределительным краном обогрева кабины. – Трос управления стояночным тормозом. 	<p>См. подраздел 21-00.</p> <p>См. подраздел 21-00.</p> <p>См. подраздел 32-40.</p>
(7)	Снять секцию управления двигателем с самолета.	

В. Установка секции управления двигателем

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Убедиться в отсутствии посторонних предметов, особенно в центральной панели.	
(2)	Подвести секцию управления двигателями к месту установки в центральной панели и установить ее в положение, позволяющее присоединить тросы управления.	
(3)	Присоединить к секции управления двигателем следующие тросы управления: – Трос управления стояночным тормозом. – Трос управления распределительным краном обогрева кабины. – Трос управления обогревом кабины.	См. подраздел 32-40. См. подраздел 21-00. См. подраздел 21-00.
(4)	Установить секцию управления двигателем на место в панели пола.	Не затягивать.
(5)	Установить переднюю накладку секции управления двигателем: – Установить накладку на место на секцию управления двигателем. – Установить 2 болта с шестигранной головкой, обеспечивающих крепление накладки и секции управления двигателем к панели пола.	
(6)	Установить рычаг управления двигателем.	
(7)	Затянуть 2 болта с шестигранной головкой, обеспечивающих крепление передней накладки.	См. подраздел 76-00.
(8)	Проверить правильность работы системы управления обогревом кабины, полноту и легкость отклонения ее органов управления.	См. подраздел 21-00.
(9)	Проверить правильность работы системы распределения воздуха обогрева кабины, полноту и легкость отклонения ее органов управления.	См. подраздел 21-00.

	Операции	Примечания/Ссылки
(10)	Установить ручку переключателя подачи топлива: <ul style="list-style-type: none">– Установить монтажную пластину.– Надеть ручку на вал переключателя подачи топлива.– Ввинтить винт (с крестообразным шлицем) крепления ручки к валу.	

Страница намеренно оставлена пустой

Подраздел 31-40

Центральные вычислители

1. Общие сведения

На самолете DA 40 NG установлена комплексная пилотажно-навигационная система Garmin G1000. Комплексная пилотажно-навигационная система обеспечивает индикацию всех обычных пилотажных данных, данных систем БРЭО и систем планера. Для отображения данных в системе предусмотрены два больших ЖК-индикатора, расположенных на главной приборной панели. Между индикаторами расположен пульт управления звуковой сигнализацией. На пульте управления звуковой сигнализацией расположены органы управления радиостанциями самолета, навигационными системами и системой внутренней связи.

Дополнительную информацию о пульте управления звуковой сигнализацией см. в подразделе 23-50.

Электропитание на индикаторы и органы управления комплексной пилотажно-навигационной системы подается при установке выключателя ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования) в положение ON (вкл.). Электропитание на пульт управления звуковой сигнализацией подается при установке выключателя AVIONIC MASTER (главный выключатель БРЭО) в положение ON (вкл.).

При нормальной работе левый индикатор выполняет функции основного пилотажного индикатора, а правый — многофункционального индикатора. Каждый из индикаторов может использоваться как основной пилотажный индикатор или многофункциональный индикатор. При отказе одного индикатора оставшийся индикатор может автоматически переключаться в режим совмещенной индикации. В режиме совмещенной индикации основной пилотажный индикатор и многофункциональный индикатор отображают одни и те же основные пилотажные параметры в случае отказа одного из индикаторов.

Дополнительную информацию о комплексной пилотажно-навигационной системе см. в документе «Комплекс G1000. Справочное руководство», входящем в комплект документации самолета DA 40 NG.

Схема комплексной пилотажно-навигационной системы показана на рисунке 1.

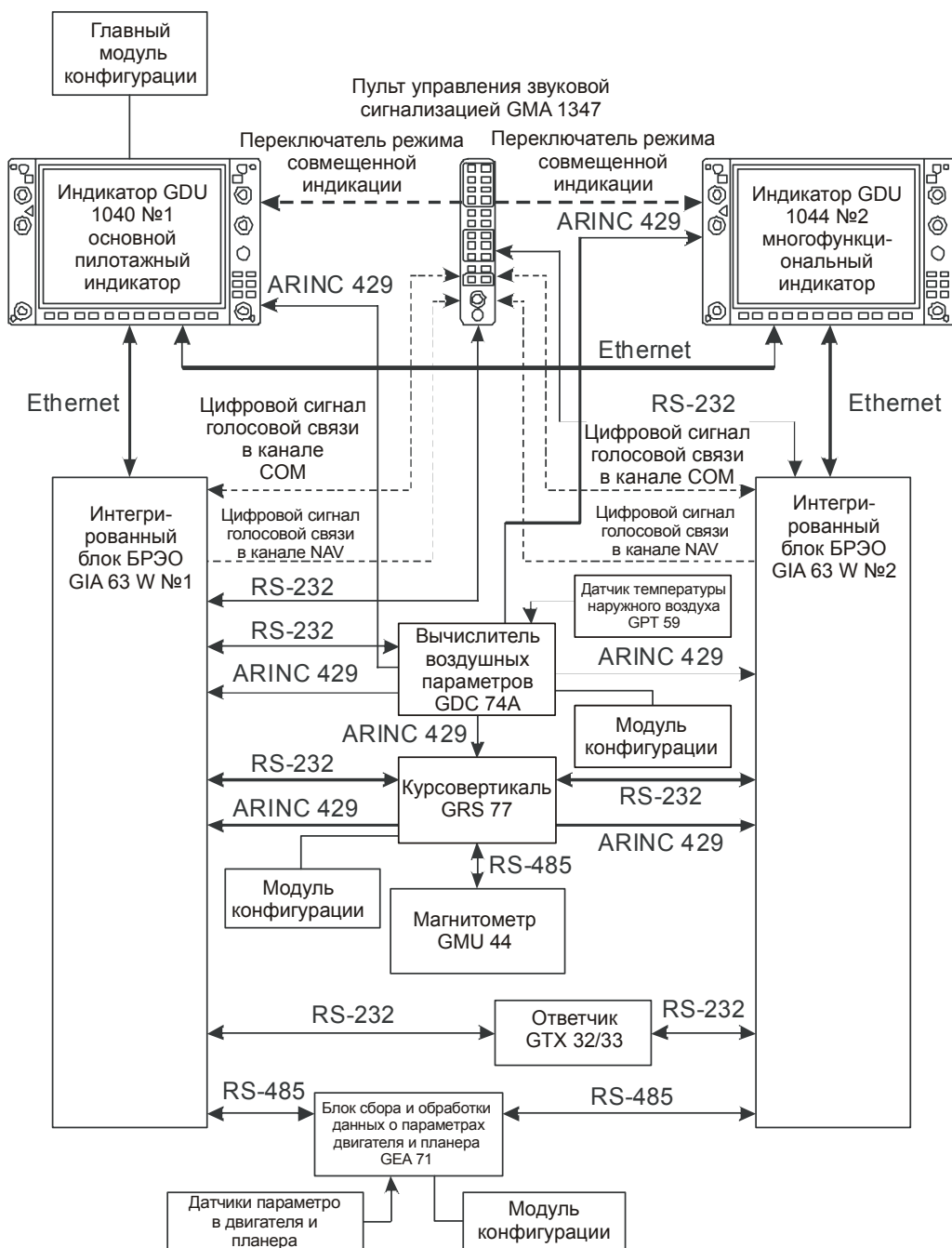


Рисунок 1. Принципиальная схема комплексной пилотажно-навигационной системы

2. Описание

Принципиальная схема комплексной пилотажно-навигационной системы показана на рисунке 1. Комплексная пилотажно-навигационная система состоит из следующих основных элементов:

А. Основной пилотажный индикатор (PFD)

Основной пилотажный индикатор показан на рисунке 3.

Основной пилотажный индикатор представляет собой жидкокристаллический дисплей с диагональю 10,4 дюйма. На панелях с левой и правой стороны от основного пилотажного индикатора расположены органы управления комплексной пилотажно-навигационной системы. С нижней стороны основного пилотажного индикатора расположены функциональные клавиши. Назначение функциональных клавиш зависит от режима индикации и указывается на обозначениях функциональных клавиш.

Основной пилотажный индикатор используется для отображения основных пилотажных данных, а также некоторых дополнительных данных, которые можно выбрать вручную. Некоторые данные формируются системой автоматически, например, текстовые оповещения.

На левой панели расположены следующие органы управления:

- Ручка NAV Vol/Sq (громкость/уровень отключения звукового тракта в канале NAV). Эта ручка используется для регулирования уровня громкости в канале NAV. Нажатием на ручку производится включение и выключение автоматической регулировки уровня отключения звукового тракта (OFF (выкл.)/ON (вкл.)).
- Клавиша переключения частоты канала NAV. При нажатии на эту клавишу происходит переключение на резервную частоту NAV.
- Ручка NAV (частота канала NAV). Состоит из большой внешней ручки и малой внутренней ручки. Вращение ручек позволяет регулировать частоту канала NAV. Большая внешняя ручка используется для выбора частоты в МГц, внутренняя ручка — частоты в кГц. Нажатие на внутреннюю ручку перемещает курсор настройки между окнами частоты NAV1 и NAV2.
- Ручка HDG (курс). Эта ручка используется для ручного задания курса. При нажатии на эту ручку слева от индикатора курса на некоторое время отображается окно курса. В окне в цифровом виде отображается курс самолета, а задатчик курса синхронизируется с курсовой чертой компаса.
- Ручка ALT SEL (выбор высоты). Используется для задания высоты в окне над шкалой высотомера. Большая внешняя ручка используется для задания тысяч, внутренняя ручка — для задания сотен.

На правой панели расположены следующие органы управления:

- Ручка COM VOL/SQ (громкость/уровень отключения звукового тракта в канале COM). Эта ручка используется для регулирования уровня громкости в канале COM. Нажатием на ручку производится включение и выключение автоматической регулировки уровня отключения звукового тракта в канале COM (ON (вкл.)/OFF (выкл.)).
- Клавиша переключения частоты канала COM. При кратковременном нажатии на эту клавишу происходит переключение на резервную частоту COM. При нажатии и удержании клавиши происходит автоматический выбор аварийной частоты (121,5 МГц) в качестве резервной.

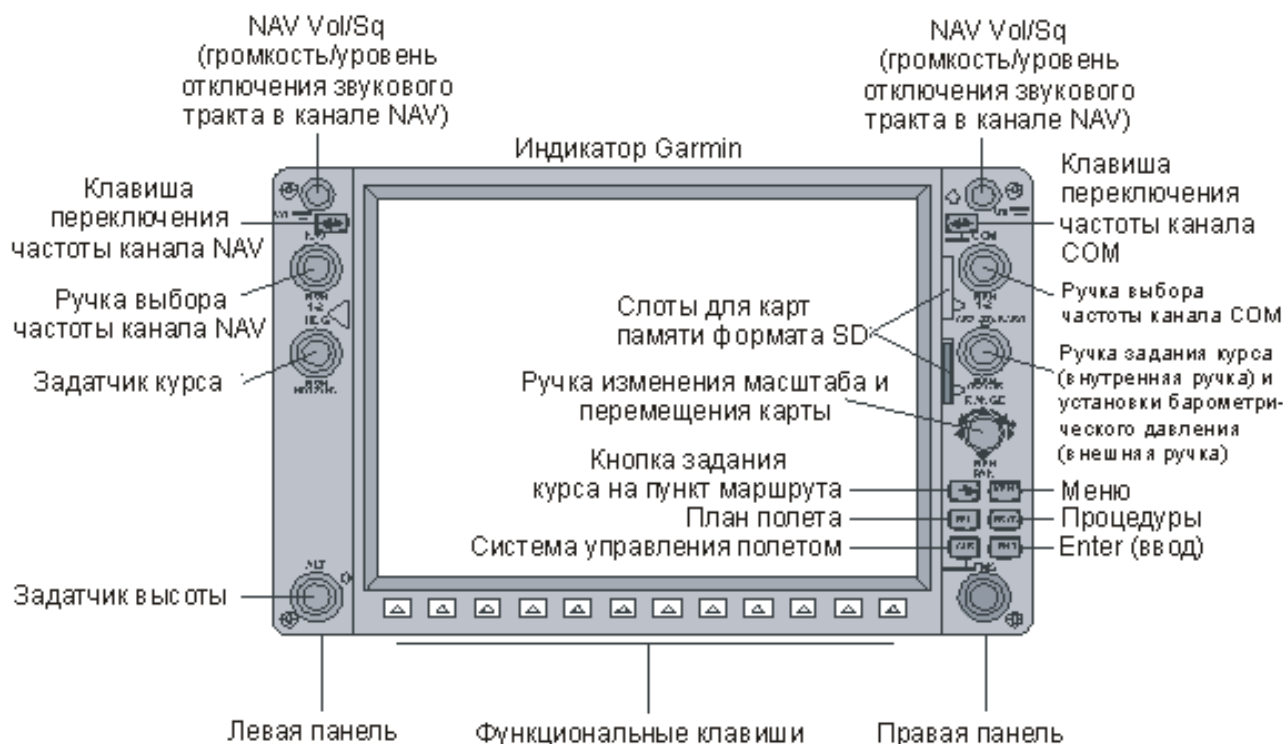


Рисунок 2. Индикаторы и пульт управления звуковой сигнализацией комплекса Garmin G1000

- Ручка выбора частоты COM. Состоит из большой внешней ручки и малой внутренней ручки. Вращение ручек позволяет регулировать частоту канала COM. Большая внешняя ручка используется для выбора частоты в МГц, внутренняя ручка — частоты в кГц. Нажатие на внутреннюю ручку перемещает курсор настройки между окнами частоты COM1 и COM2.
- Ручка CRS/BARO (курс/барометрическое давление). Состоит из большой внешней ручки и малой внутренней ручки. Внешняя ручка используется для установки барометрического давления. Внутренняя ручка используется для задания курса самолета.
- Ручка/джойстик RANGE/PAN (масштаб/перемещение карты). Вращение ручки позволяет увеличивать и уменьшать масштаб отображения карты. Ручка также используется в качестве джойстика для перемещения карты.
- Клавиша DIRECT TO (курс на пункт маршрута). Используется для задания курса на пункт маршрута. При этом задается прямой курс на пункт, выбранный из текущего маршрута, или на пункт, соответствующий положению курсора на карте.
- Клавиша MENU (меню). Используется для входа в меню. Набор пунктов меню зависит от текущей страницы.
- Клавиша FPL (план полета). Используется для отображения страницы текущего плана полета. После вывода страницы на экран можно создать новый или изменить существующий план полета, пользуясь ручками и клавишами на панели или функциональными клавишами на экране индикатора.
- Клавиша PROC (процедуры). Используется для отображения страницы процедур. При переходе к этой странице из выбранного плана полета на ней отображаются данные об этом плане полета. При отсутствии выбранного плана полета можно выбрать аэродром и соответствующие процедуры из базы данных.
- Клавиша CLR (отмена). Используется для отмены ввода или удаления информации. Нажатие и удержание этой клавиши позволяет перейти непосредственно на страницу навигационной карты по умолчанию.
- Клавиша ENT (ввод). Используется для выбора пунктов меню и подтверждения ввода данных. При нажатии на эту клавишу происходит подтверждение операции и завершение ввода данных.
- Ручка FMS (система управления полетом). Состоит из концентрических ручек, которые используются для выбора страницы для отображения. Большая внешняя ручка используется для выбора группы страниц, внутренняя ручка — для выбора страницы в группе. Нажатие на внутреннюю ручку включает экранный курсор. При включенном курсоре внешняя ручка может использоваться для перемещения курсора по странице, а внутренняя ручка — для перемещения курсора внутри пункта или меню, выбранного внешней ручкой.
- Карты памяти формата Secure Digital (SD). Для карт памяти формата SD предусмотрены слоты на правой панели. Карты памяти используются для хранения актуальных навигационных карт для системы GPS или контрольных карт для конкретного типа самолета.

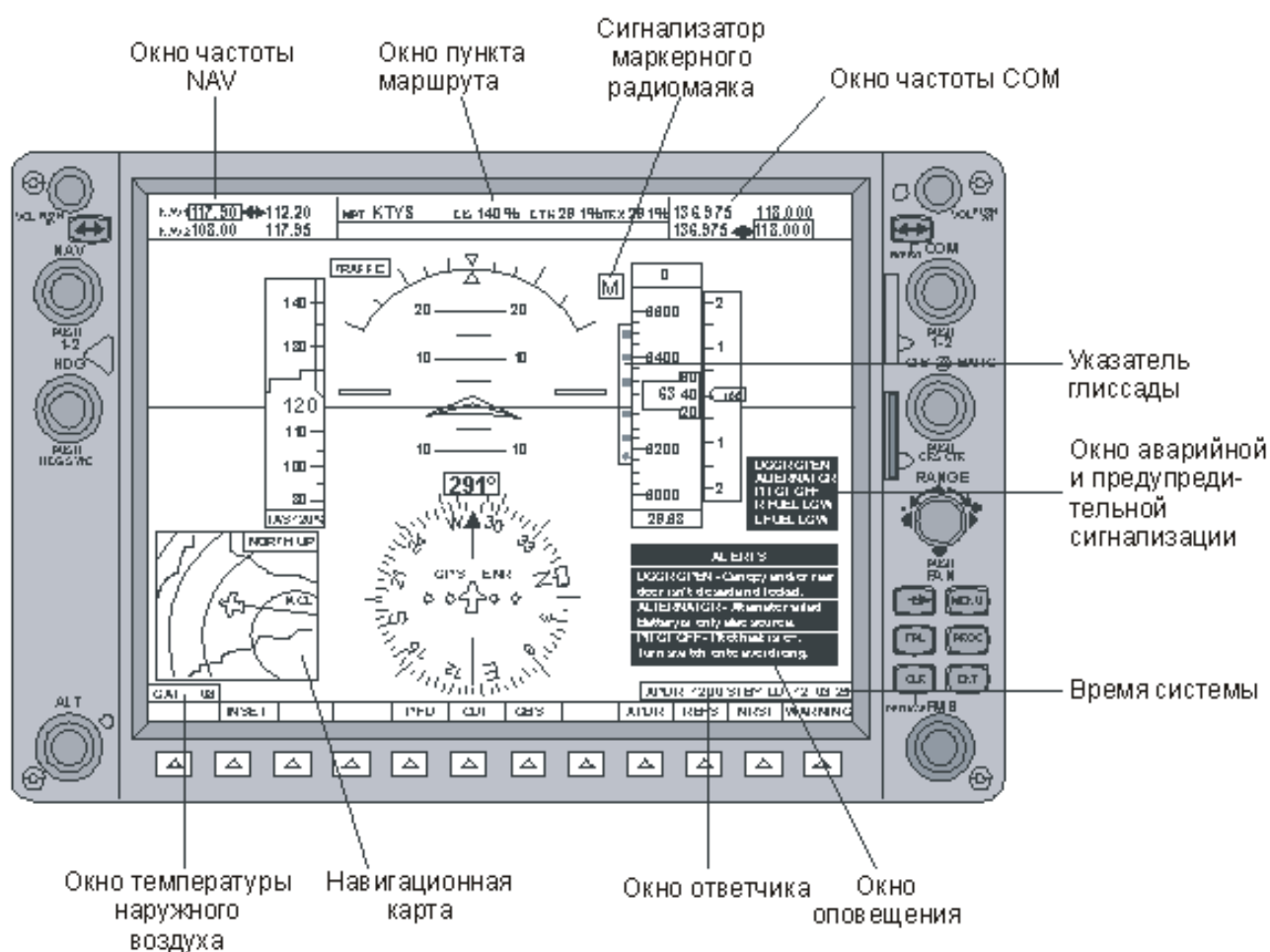


Рисунок 3. Основной пилотажный индикатор

Основными пилотажными приборами являются:

- Указатель воздушной скорости. Указатель воздушной скорости отображается в левой части экрана. Указатель обеспечивает индикацию воздушной скорости в виде движущейся шкалы, текущая скорость выделяется крупным шрифтом. Кроме того, указатель воздушной скорости отображает диапазоны скорости для различных конфигураций самолета, тенденции изменения воздушной скорости и значений скоростей "V". При отказе указателя воздушной скорости в области указателя на индикаторе отображается красный символ "X" и желтая надпись "AIRSPEED FAIL" (отсутствие данных о воздушной скорости).
- Окно истинной воздушной скорости (TAS). Истинная воздушная скорость отображается в цифровом виде в небольшом окне под указателем воздушной скорости.
- Авиагоризонт. Авиагоризонт расположен в центре основного пилотажного индикатора, в его верхней части. Авиагоризонт отображает пространственное положение самолета по тангажу, крену и рысканию. При отказе авиагоризонта в области индикации положения по тангажу отображается красный символ "X" и желтая надпись "ATTITUDE FAIL" (отсутствие данных о пространственном положении).
- Высотомер. Высотомер расположен в верхнем правом углу основного пилотажного индикатора. Высотомер обеспечивает индикацию высоты самолета в футах в виде движущейся шкалы, текущая высота выделяется крупным шрифтом. На высотомере имеется также задатчик высоты, который отображается на заданной высоте или в конце шкалы, если заданная высота находится за пределами шкалы. При отказе высотомера на шкале высотомера отображается красный символ "X" и желтая надпись "ALTITUDE FAIL" (отсутствие данных о высоте).
- Указатель барометрического давления. Указатель барометрического давления расположен непосредственно под высотомером. Указатель обеспечивает индикацию заданного барометрического давления в дюймах ртутного столба (дюйм рт. ст. (Hg)) или в гектопаскалях (гПа (hPa)).
- Вариометр. Вариометр расположен справа от высотомера. Вариометр обеспечивает индикацию вертикальной скорости самолета в футах в минуту при помощи цифрового указателя, который перемещается вверх и вниз по неподвижной шкале. Кроме того, вертикальная скорость отображается также в цифровом виде непосредственно на указателе. Знак «минус» на указателе обозначает отрицательную вертикальную скорость (снижение самолета). При отказе вариометра на шкале высотомера отображается красный символ "X" и желтая надпись "VERT SPEED FAIL" (отсутствие данных о вертикальной скорости).
- Плановый навигационный прибор (ПНП). Плановый навигационный прибор расположен в центре основного пилотажного индикатора, в его нижней части. Основной частью планового навигационного прибора является вращающаяся картушка компаса с метками курсов. Плановый навигационный прибор отображает следующую информацию:
- Курс. Курс отображается в цифровом виде в окне сверху от картушки компаса.
- Указатель скорости разворота. Указатель скорости разворота расположен между цифровым окном курса и картушкой компаса.

- Указатель отклонения от курса. Указатель отклонения от курса представляет собой линию со стрелкой, которая указывает действительный курс самолета на картушке компаса. Линия может отклоняться влево или вправо от центра, указывая на отклонение фактического курса самолета от заданного курса. Информация о курсе может поступать от приемника сигналов VOR, курсового радиомаяка (LOC) или системы GPS самолета. При отсутствии действительной информации о курсе в окне цифровой индикации курса отображается красный крест и желтая надпись "HDG".
- Указатель отклонения от глиссады (указатель глиссады). Указатель отклонения от глиссады расположен слева от вариометра.
- Окно оповещения. Окно оповещения расположено в правом нижнем углу основного пилотажного индикатора. Окно открывается при формировании предупреждения или при нажатии функциональной клавиши WARNINGS (аварийная сигнализация).
- Окно аварийной и предупредительной сигнализации. Окно аварийной и предупредительной сигнализации расположено над окном оповещения. Это окно открывается при формировании аварийного или предупредительного сигнала или нажатии функциональной клавиши WARNING (аварийная сигнализация).
- Навигационная карта. Окно NAV MAP (навигационная карта) расположено в левом нижнем углу основного пилотажного индикатора. Это окно открывается при нажатии функциональной клавиши INSET (врезка). В окне отображается движущаяся карта местности с символом самолета.

В небольших окнах в левом верхнем углу основного пилотажного индикатора отображаются рабочая и резервная частоты канала NAV. В небольших окнах в правом верхнем углу основного пилотажного индикатора отображаются рабочая и резервная частоты канала COM. В большом окне в верхней части основного пилотажного индикатора отображаются данные плана полета (при наличии).

В небольшом окне в левом нижнем углу основного пилотажного индикатора отображается температура наружного воздуха (OAT). В небольшом окне в правом нижнем углу основного пилотажного индикатора отображаются настройки и текущее состояние ответчика. В другом небольшом окне в правом нижнем углу основного пилотажного индикатора отображаются цифровые часы.

Вдоль нижнего края основного пилотажного индикатора располагается строка обозначений функциональных клавиш, которые изменяются в зависимости от страницы, отображаемой на экране индикатора.

Основной пилотажный индикатор оснащен системой самодиагностики. При обнаружении системой самодиагностики неисправности основной пилотажный индикатор переключается в режим совмещенной индикации. В режиме совмещенной индикации основной пилотажный индикатор используется для отображения пилотажных приборов и основных параметров работы двигателя. Кроме того, для переключения основного пилотажного индикатора в режим совмещенной индикации можно также нажать кнопку DISPLAY BACKUP (совмещенная индикация). Кнопка DISPLAY BACKUP (совмещенная индикация) расположена в нижней части пульта управления звуковой сигнализацией.

В. Многофункциональный индикатор (MFD)

Многофункциональный индикатор представляет собой жидкокристаллический дисплей с диагональю 10,4 дюйма. На панелях с левой и правой стороны от многофункционального индикатора расположены органы управления комплексной пилотажно-навигационной системы. С нижней стороны многофункционального индикатора расположены функциональные клавиши. Назначение функциональных клавиш зависит от страниц, отображаемой на индикаторе. Клавиши, на которые назначены функции, связанные с текущей страницей, имеют соответствующие обозначения.

В левой части многофункционального индикатора отображаются страницы контроля работы двигателя и систем самолета. В остальной части экрана отображаются страницы навигационной информации. С левой и правой стороны от многофункционального индикатора расположены панели, назначение которых идентично панелям основного пилотажного индикатора. На левой панели многофункционального индикатора расположены также органы управления системой автопилота. Дополнительную информацию об автопилоте см. в разделе 22.

На многофункциональном индикаторе отображается следующая информация:

- Окно индикации параметров двигателя (EIS). Окно индикации параметров двигателя расположено с левой стороны многофункционального индикатора. Окно используется для отображения в постоянном режиме следующих параметров работы двигателя:
 - Engine Load (нагрузка на двигатель). Индикатор нагрузки на двигатель расположен в верхней части окна индикации параметров двигателя. Нагрузка на двигатель отображается в виде процентов при помощи подвижной стрелки. При отказе системы слева или справа от индикатора нагрузки (в зависимости от отказавшей системы индикации параметров двигателя) отображается красный крест.
 - Указатель оборотов двигателя. Указатель оборотов двигателя расположен под индикатором нагрузки на двигатель. Обороты двигателя отображаются при помощи подвижной стрелки. При отказе системы слева или справа от указателя (в зависимости от отказавшей системы индикации параметров двигателя) отображается красный крест.
 - Вольтметр. Под указателем оборотов расположен вольтметр шины основных потребителей. Напряжение в шине основных потребителей указывается стрелкой, расположенной выше горизонтальной шкалы. Горизонтальная шкала разделена на цветные секторы. Центральный зеленый сектор соответствует зону нормального напряжения. Красный сектор в левой части шкалы обозначает зону слишком низкого напряжения. Красный сектор в правой части шкалы обозначает зону слишком высокого напряжения. Над шкалой расположено окно, в котором напряжение в шине основных потребителей отображается в цифровом виде.
 - Амперметр. Для индикации нагрузки на генератор используется индикатор, расположенный под окном вольтметра. Нагрузка на генератор указывается стрелкой, расположенной выше горизонтальной шкалы. Горизонтальная шкала разделена на цветные секторы. Зеленый сектор соответствует нормальному диапазону нагрузки, красный сектор соответствует чрезмерно высокой нагрузке. Кроме того, шкала также проградуирована в амперах (от 0 до 80 А). Нагрузка на генератор указывается стрелкой, которая движется вдоль шкалы слева направо. Над шкалой расположено небольшое окно, в котором значение нагрузки на генератор отображается в цифровом виде.

- Указатель температуры редуктора двигателя. Под амперметром расположен указатель температуры редуктора двигателя. Температура редуктора указывается стрелкой, расположенной выше горизонтальной шкалы. Горизонтальная шкала разделена на цветные секторы. Зеленый сектор соответствует нормальной температуре, желтый сектор — критическому диапазону, и красный сектор — чрезмерно высокой температуре. Температура редуктора указывается стрелкой, которая движется вдоль шкалы слева направо. Над шкалой расположено небольшое окно, в котором значение температуры редуктора отображается в цифровом виде. При отказе системы вместо соответствующих указателей отображаются красные кресты.
- Датчик температуры охлаждающей жидкости. Под указателем температуры редуктора двигателя расположен указатель температуры охлаждающей жидкости двигателя. Температура охлаждающей жидкости двигателя отображается в цифровом виде в небольшом окне. При отказе системы в соответствующем окне вместо значения отображается красный крест.
- Датчик температуры масла. Под указателем температуры охлаждающей жидкости двигателя расположен указатель температуры масла двигателя. Температура масла двигателя отображается в цифровом виде в небольшом окне. При отказе системы в соответствующем окне вместо значения отображается красный крест.
- Датчик давления масла. Под указателем температуры масла двигателя расположен указатель давления масла двигателя. Давление масла двигателя отображается в цифровом виде в небольшом окне. При отказе системы в соответствующем окне вместо значения отображается красный крест.

При нажатии на функциональную клавишу FUEL (топливо), расположенную в нижней части многофункционального индикатора, на экран в окне индикации параметров двигателя выводится страница FUEL (топливо). На странице отображается следующая информация:

- Engine Load (нагрузка на двигатель) и RPM (указатель оборотов). Эти указатели аналогичны соответствующим указателям на странице SYSTEM (система).
- Fuel Flow (расход топлива). Под индикатором нагрузки на двигатель и указателем оборотов располагается указатель мгновенного расхода топлива. Расход топлива отображается в цифровом виде в небольшом окне. При отказе системы в соответствующем окне вместо значения отображается красный крест.
- Датчик температуры масла. Указатель температуры масла двигателя располагается под указателем мгновенного расхода топлива. Температура масла двигателя указывается стрелкой, расположенной выше горизонтальной шкалы. Горизонтальная шкала разделена на цветные секторы. Желтый сектор в левой части шкалы соответствует низкой температуре масла, зеленый сектор — нормальной рабочей температуре, желтый сектор в правой части шкалы — высокой температуре. Температура масла двигателя указывается стрелкой, которая движется вдоль шкалы слева направо.

- Датчик давления масла. Указатель давления масла двигателя расположен под указателем температуры масла двигателя. Давление масла указывается стрелкой, расположенной выше шкалы. Горизонтальная шкала разделена на цветные секторы. Желтый сектор в левой части шкалы соответствует низкому давлению, зеленый сектор — нормальному рабочему давлению, желтый сектор в правой части шкалы — критическому диапазону, и красный сектор — чрезмерно высокому давлению. Давление масла указывается стрелкой, которая движется вдоль шкалы слева направо.
- Датчик температуры охлаждающей жидкости. Указатель температуры охлаждающей жидкости расположен под указателем давления масла двигателя. Температура охлаждающей жидкости указывается стрелкой, расположенной выше шкалы. Горизонтальная шкала разделена на цветные секторы. Желтый сектор в левой части шкалы соответствует низкой температуре, зеленый сектор — нормальной рабочей температуре, желтый сектор в правой части шкалы — критическому диапазону, и красный сектор — чрезмерно высокой температуре. Температура охлаждающей жидкости указывается стрелкой, которая движется вдоль шкалы слева направо.
- Указатель температуры топлива. Указатель температуры топлива расположен под указателем температуры охлаждающей жидкости. Температура топлива указывается стрелками, расположенными выше и ниже горизонтальной шкалы. Горизонтальная шкала разделена на цветные секторы. Желтый сектор в левой части шкалы соответствует низкой температуре, зеленый сектор — нормальной рабочей температуре, желтый сектор в правой части шкалы — критическому диапазону, и красный сектор — чрезмерно высокой температуре. Температура топлива указывается стрелками, которые движутся вдоль шкалы слева направо. Стрелка над шкалой указывает температуру топлива в левом топливном баке, стрелка под шкалой — температуру топлива в правом топливном баке.
- Количество топлива. Топлиномер расположен в нижней части окна индикации параметров двигателя. Количество топлива указывается стрелками, расположенными выше и ниже горизонтальной шкалы. Количество топлива указывается стрелками, которые движутся вдоль шкалы от правого края (полный бак) к левому (пустой бак). Стрелка над шкалой указывает количество топлива в левом топливном баке, стрелка под шкалой — количество топлива в правом топливном баке.

На этой странице можно вводить данные о топливной системе, используя соответствующие функциональные клавиши. Дополнительную информацию о вводе данных в комплексную пилотажно-навигационную систему см. в документе «Комплекс Garmin G1000. Справочное руководство».

С. Пульт управления звуковой сигнализацией GMA 1347

Пульт управления звуковой сигнализацией GMA 1347 расположен на главной приборной панели самолета между двумя экранами индикаторов. Пульт управления звуковой сигнализацией используется для управления системой голосовой связи NAV/COM, системой внутренней связи и функциями оповещения о сигналах маркерного радиомаяка. Кроме того, на пульте GMA 1347 имеется также кнопка включения режима совмещенной индикации. Пульт GMA 1347 подключается к двум интегрированным блокам БРЭО с использованием цифрового интерфейса RS-232. Дополнительную информацию о пульте управления звуковой сигнализацией см. в подразделе 23-50.

D. Интегрированный блок БРЭО GIA 63 (IAU)

В состав комплексной пилотажно-навигационной системы входят два интегрированных блока БРЭО (IAU) GIA 63. Оба интегрированных блока БРЭО полностью идентичны и независимы друг от друга. Оба блока установлены в стойке БРЭО в хвостовой части фюзеляжа, сзади от шпангоута крепления заднего багажного отсека. Интегрированный блок БРЭО осуществляет обработку всех данных, которые выводятся для отображения на экраны индикаторов в кабине самолета. Каждый интегрированный блок БРЭО может обеспечивать выдачу данных на любой из индикаторов. Блок не имеет деталей, обслуживание которых может осуществляться пользователем.

E. Ответчик GTX 33

Ответчик GTX 33 представляет собой полупроводниковый ответчик режима S. Ответчик может работать в режимах A, C и S. Управление ответчиком осуществляется непосредственно с основного пилотажного индикатора в кабине. Ответчик подключается к обоим интегрированным блокам БРЭО с использованием цифрового интерфейса RS-232. Ответчик установлен в стойке БРЭО в хвостовой части фюзеляжа, сзади от шпангоута крепления заднего багажного отсека.

F. Блок курсоверткали GRS 77

Курсоверткаль GRS 77 обеспечивает выдачу информации о пространственном положении самолета и соответствующих полетных данных на индикаторы в кабине. Курсоверткаль GRS 77 получает данные от вычислителя воздушных параметров и магнитометра GMU 44, а также информацию GPS от интегрированного блока БРЭО GIA 63. Курсоверткаль подключается к обоим интегрированным блокам БРЭО GIA 63 и индикаторам в кабине самолета с использованием цифрового интерфейса ARINC 429. Курсоверткаль GRS 77 расположена рядом со стойкой БРЭО в хвостовой части фюзеляжа, сзади от шпангоута крепления заднего багажного отсека.

G. Вычислитель воздушных параметров GDC 74A

Вычислитель воздушных параметров получает данные от системы полного и статического давления и датчика температуры наружного воздуха. По этим данным вычислитель воздушных параметров передает в комплекс G1000 значения барометрической высоты, воздушной скорости, вертикальной скорости и температуры наружного воздуха. Вычислитель воздушных параметров подключается к интегрированным блокам БРЭО GIA 63, индикаторам GDU 1040 и курсоверткали GRS 77 с использованием цифрового интерфейса ARINC 429. Данные программного обеспечения и данные конфигурации поступают по цифровому интерфейсу RS-232 от интегрированных блоков БРЭО GIA 63. Вычислитель воздушных параметров установлен на полке главной приборной панели.

H. Блок сбора и обработки данных о параметрах двигателя и планера GEA 71

Микропроцессорный блок сбора и обработки данных о параметрах двигателя и планера GEA 71 осуществляет сбор и обработку данных, поступающих от датчиков планера и двигателя. Блок GEA 71 подключен непосредственно к двум интегрированным блокам БРЭО с использованием цифрового интерфейса RS-485. Блок GEA 71 установлен на полке главной приборной панели.

I. Магнитометр GMU 44

Магнитометр используется для измерения характеристик магнитного поля. Данные от магнитометра выдаются в курсоверткаль GRS 77 на обработку. Питание на магнитометр поступает от курсоверткали GRS 77. Магнитометр подключен к курсоверткали GRS 77 по цифровому интерфейсу RS-485. Магнитометр установлен в отъемной части правого крыла, доступ к нему осуществляется через люк подхода на нижней поверхности крыла.

Поиск и устранение неисправностей

1. Общие сведения

Комплексная пилотажно-навигационная система Garmin оснащена встроенным модулем самодиагностики и устранения неисправностей. Дополнительную информацию о поиске и устранении неисправностей комплексной пилотажно-навигационной системы см. в Руководстве по обслуживанию системы G1000.

Страница намеренно оставлена пустой

Порядок технического обслуживания

1. Общие сведения

В данном подразделе описывается порядок замены основных элементов комплексной пилотажно-навигационной системы. Порядок технического обслуживания отдельных элементов не описывается. Информацию о демонтаже и установке пульта управления звуковой сигнализацией GMA 1347 см. в подразделе 23-50. Дополнительную информацию о техническом обслуживании оборудования см. в Руководстве по оперативному техническому обслуживанию комплекса G1000. В Руководстве по оперативному техническому обслуживанию комплекса G1000 приводится информация по следующим вопросам:

- Сигнализация и неисправности комплекса.
- Демонтаж и установка оборудования.
- Загрузка, конфигурирование и тестирование программного обеспечения.
- Окончательная проверка системы.
- Регламентное обслуживание.
- Программное обеспечение и конфигурация комплекса G1000.
- Настройка освещения индикаторов GDU.

Информацию о разрешенных к применению конфигурациях программного обеспечения см. в документации по обслуживанию DAI (можно загрузить с сайта компании по адресу www.diamond-air.at).

В следующей таблице приведены значения основных параметров настройки оборудования для самолета DA 40 NG:

Наименование	Основной параметр
Main Lighting – Display (основное освещение – индикаторы)	Source (источник) 28 VDC (28 В пост. тока) Response Time (время отклика) 3 Minimum (минимум) 3,50 Edit Curve Vertex (изменение вершины кривой) none (нет) Photo Transition (переход сигнала фотоэлемента) 20 % Edit Photo Vertex (изменение вершины сигнала фотоэлемента) none (нет) GMA Annunciator Gain (коэффициент усиления пульта управления звуковой сигнализацией GMA) 1,00 GMA Annunciator Offset (сдвиг пульта управления звуковой сигнализацией GMA) 0
Main Lighting – Key (основное освещение – клавиатура)	Source (источник) 28 VDC (28 В пост. тока) Response Time (время отклика) 1 Minimum (минимум) 1,75 GMA Key Gain (коэффициент усиления клавиатуры пульта управления звуковой сигнализацией GMA) 2,00 GMA Key Offset (сдвиг клавиатуры пульта управления звуковой сигнализацией GMA) 2
Audio Alert Configuration (конфигурация звуковой сигнализации)	Volume (громкость) 45 Voice (голос) male (мужской)
Transponder Configuration (конфигурация ответчика)	VFR Code (код полета по ПВП) Европа: 7000 США: 1200 Aircraft Weight (масса ВС) < 15 500 lbs (< 15 500 фунтов) Max Airspeed (максимальная воздушная скорость) <= 150 kts (<= 150 узлов) Address Type (тип адреса) Европа: hex id (шестнадцатеричный идентификатор) США: us tail (хвостовой номер) Flight ID Type (тип идентификатора рейса) Европа: config entry (вводится вручную) США: same as tail (совпадает с хвостовым номером)
GMA Configuration – Headset Volume (конфигурация пульта звуковой сигнализации GMA – громкость гарнитур).	Music #1 (вход музыки 1): -20 Music #2 (вход музыки 2) -20 Unswitched in #1 (неотключаемый вход 1) -20 Unswitched in #2 (неотключаемый вход 2) -20 Unswitched in #3 (неотключаемый вход 3) -20 Altitude Warning (предупреждение о высоте) -20
GMA Configuration – Speaker Volume (конфигурация пульта звуковой сигнализации GMA – громкость динамика).	Crew Audio (система звукового оповещения экипажа) 5
GMA Configuration – Master Squelch (конфигурация пульта звуковой сигнализации GMA – уровень отключения основного звукового тракта).	Threshold Value (пороговое значение) -16
GMA Configuration – Marker Beacon (конфигурация пульта звуковой сигнализации GMA – маркерный радиомаяк)	HI SENSE THRESHOLD (верхний порог чувствительности): задается индивидуально LO SENSE THRESHOLD (нижний порог чувствительности): задается индивидуально

Наименование	Основной параметр	
GMA Configuration – KEYPAD Annunciators (конфигурация пульта звуковой сигнализации GMA – клавиши)	Disable COM3 (отключение клавиши COM3):	set (заданный вариант)
	Disable TEL (отключение клавиши TEL (телефон)):	set (заданный вариант)
	Disable DME (отключение клавиши DME):	задается индивидуально
	Disable ADF (отключение клавиши ADF (APK)):	задается индивидуально
	Disable AUX (отключение клавиши AUX (дополнительный вход)):	set (заданный вариант)
	Disable SPEAKER (отключение клавиши SPEAKER (динамик)):	blank (не задано)
	Disable PA (отключение клавиши PA (система оповещения пассажиров)):	set (заданный вариант)
	Disable PLAY (отключение клавиши PLAY (воспроизведение)):	blank (не задано)
	Disable MUSIC (отключение клавиши MUSIC (музыка)):	set (заданный вариант)
	Disable REC (отключение клавиши REC (запись)):	set (заданный вариант)
	Disable CABIN (отключение клавиши CABIN (кабина)):	set (заданный вариант)

Примечание: Параметры, не вошедшие в перечень, задаются изготовителем. Изменение их значений запрещается.

Примечание: Некоторые настройки задаются индивидуально для каждого самолета. Перед загрузкой программного обеспечения следует записать значения параметров настройки.

2. Демонтаж/установка индикатора GDU 104X**А. Демонтаж индикатора GDU 104X**

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Убедиться, что выключатель ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования) установлен в положение OFF (выкл.).	
(2)	Разомкнуть предохранители основного пилотажного индикатора и multifunctional индикатора.	С правой стороны на главной приборной панели.
(3)	Демонтировать индикатор: <ul style="list-style-type: none">– Повернуть 4 стопорных штифта крепления индикатора к главной приборной панели на 90° против часовой стрелки.– Сдвинуть главную приборную панель назад и отсоединить электропровода.– Снять индикатор с главной приборной панели.	См. рисунок 4. Линейный разъем.

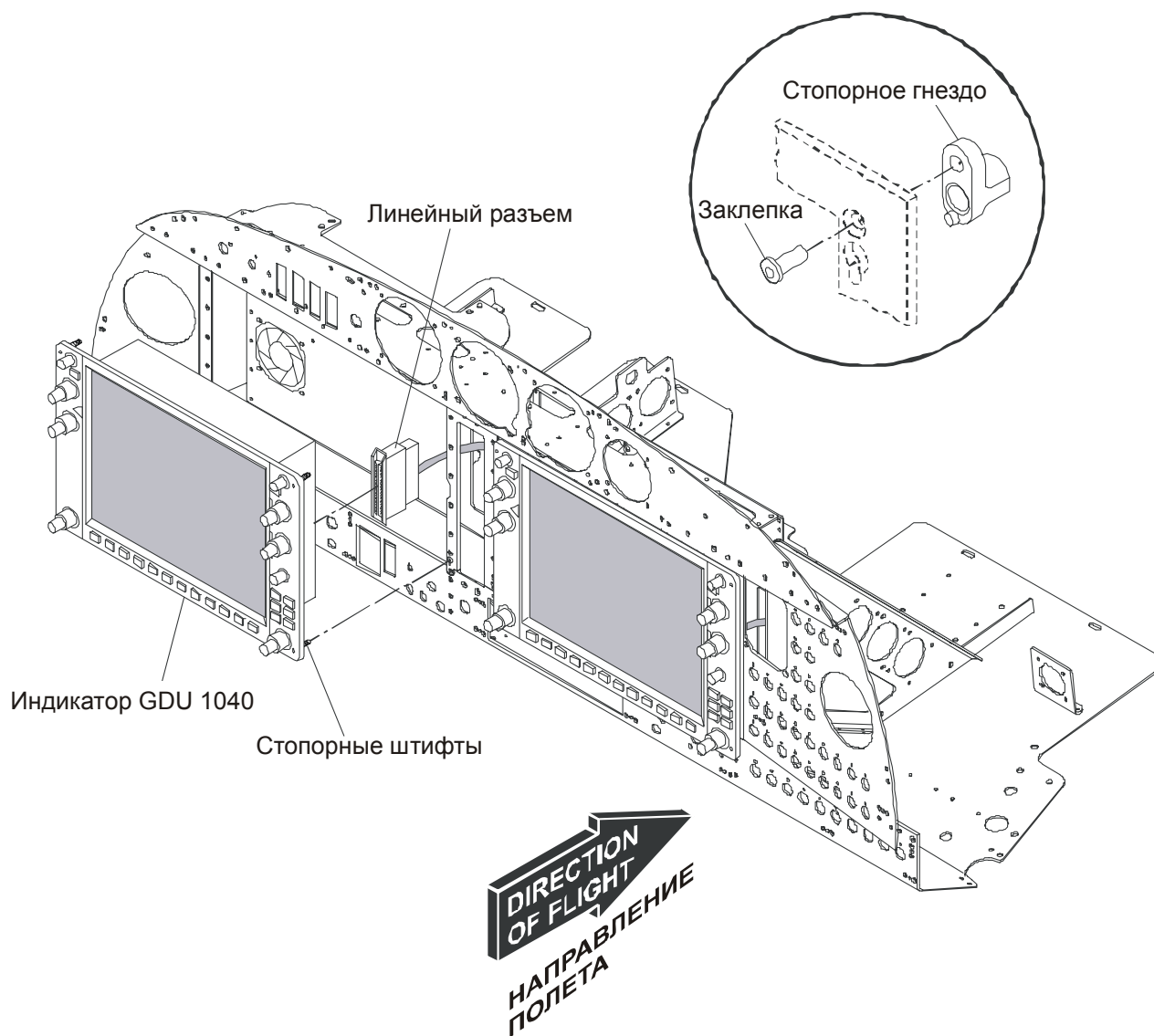


Рисунок 4. Установка индикатора GDU 104X

В. Установка индикатора GDU 104X

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	При необходимости разомкнуть предохранители основного пилотажного индикатора и многофункционального индикатора.	С правой стороны на главной приборной панели.
(2)	Установить индикатор: <ul style="list-style-type: none">– Установить индикатор на место в главной приборной панели.– Присоединить к индикатору электропровода.– Продвинуть индикатор вперед до упора на место в главной приборной панели.– Повернуть 4 стопорных штифта крепления индикатора к главной приборной панели на 90° по часовой стрелке.	<p>Линейный разъем.</p> <p>Не допускать заземления электрических кабелей.</p> <p>Стопорные штифты должны быть ориентированы по меткам в вертикальном положении для установки. После фиксации метки находятся в горизонтальном положении.</p>
(3)	Замкнуть предохранители основного пилотажного индикатора и многофункционального индикатора.	С правой стороны на главной приборной панели.
(4)	Проверить правильность работы комплексной пилотажно-навигационной системы: <ul style="list-style-type: none">– Установить выключатель ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования) в положение ON (вкл.).– Установить выключатель ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования) в положение OFF (выкл.).	Комплексная пилотажно-навигационная система должна включиться и успешно пройти самодиагностику.

3. Демонтаж/установка интегрированного блока БРЭО GIA 63

А. Демонтаж интегрированного блока БРЭО GIA 63

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Убедиться, что выключатель ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования) установлен в положение OFF (выкл.).	
(2)	Снять нижнюю панель заднего багажного отсека.	См. подраздел 25-50.
(3)	Снять интегрированный блок БРЭО GIA: <ul style="list-style-type: none">– Определить блок, который необходимо снять.– Вывинтить из планки стопорный винт.– Поднять планку и снять ее с блока.– Поднять блок, извлечь его из монтажной стойки и снять с самолета.	См. рисунок 5.

В. Установка интегрированного блока БРЭО GIA 63

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Установить интегрированный блок БРЭО: – Подвести интегрированный блок БРЭО GIA к месту установки и установить его, опустив в монтажную стойку. – Установить на место планку и закрепить ее стопорным винтом.	Убедиться, что блок установлен правильно. При установке блока на место не прикладывать силу.
(2)	Установить нижнюю съемную панель заднего багажного отсека.	См. подраздел 25-50.
(3)	Проверить правильность работы комплексной пилотажно-навигационной системы: – Установить выключатель ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования) в положение ON (вкл.). – Установить выключатель ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования) в положение OFF (выкл.).	Комплексная пилотажно-навигационная система должна включиться и успешно пройти самодиагностику.

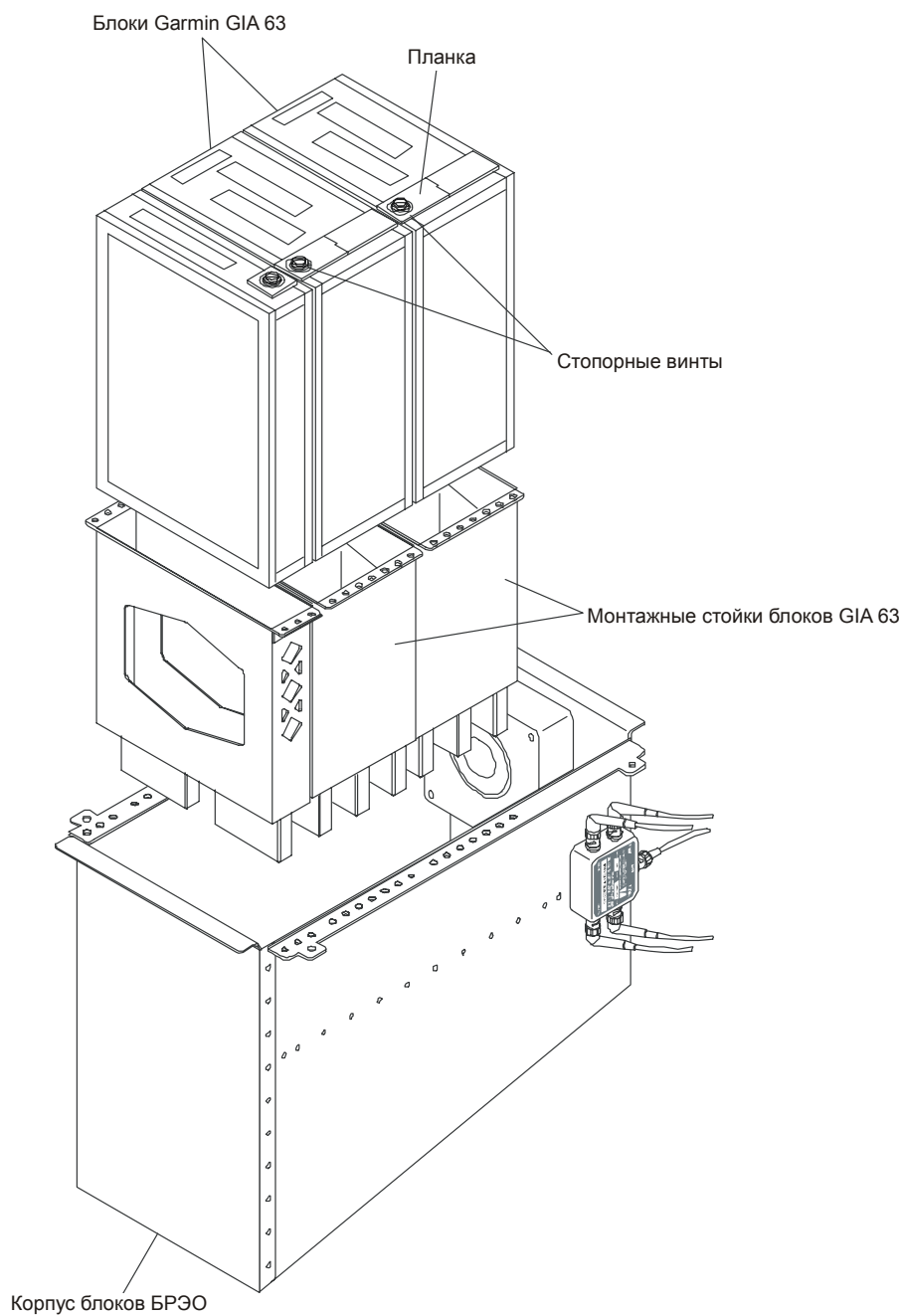


Рисунок 5. Установка интегрированных блоков БРЭО GIA 63

4. Демонтаж/установка ответчика GTX33**А. Демонтаж ответчика GTX33**

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Убедиться, что выключатель ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования) установлен в положение OFF (выкл.).	
(2)	Снять нижнюю панель заднего багажного отсека.	См. подраздел 25-50.
(3)	Демонтировать ответчик GTX33: <ul style="list-style-type: none">– Определить блок, который необходимо снять.– Вывинтить из планки стопорный винт.– Поднять планку и снять ее с блока.– Поднять ответчик GTX33, извлечь его из монтажной стойки и снять с самолета.	См. рисунок 6.

В. Установка ответчика GTX33

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	<p>Установить ответчик GTX33:</p> <ul style="list-style-type: none"> – Подвести ответчик GTX33 к месту установки и установить его, опустив в монтажную стойку. – Установить на место планку и закрепить ее стопорным винтом. 	<p>Убедиться, что блок установлен правильно. При установке блока на место не прикладывать силу.</p>
(2)	<p>Установить нижнюю съемную панель заднего багажного отсека.</p>	<p>См. подраздел 25-50.</p>
(3)	<p>Проверить правильность работы комплексной пилотажно-навигационной системы:</p> <ul style="list-style-type: none"> – Установить выключатель ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования) в положение ON (вкл.). – Установить выключатель ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования) в положение OFF (выкл.). 	<p>Комплексная пилотажно-навигационная система должна включиться и успешно пройти самодиагностику.</p>

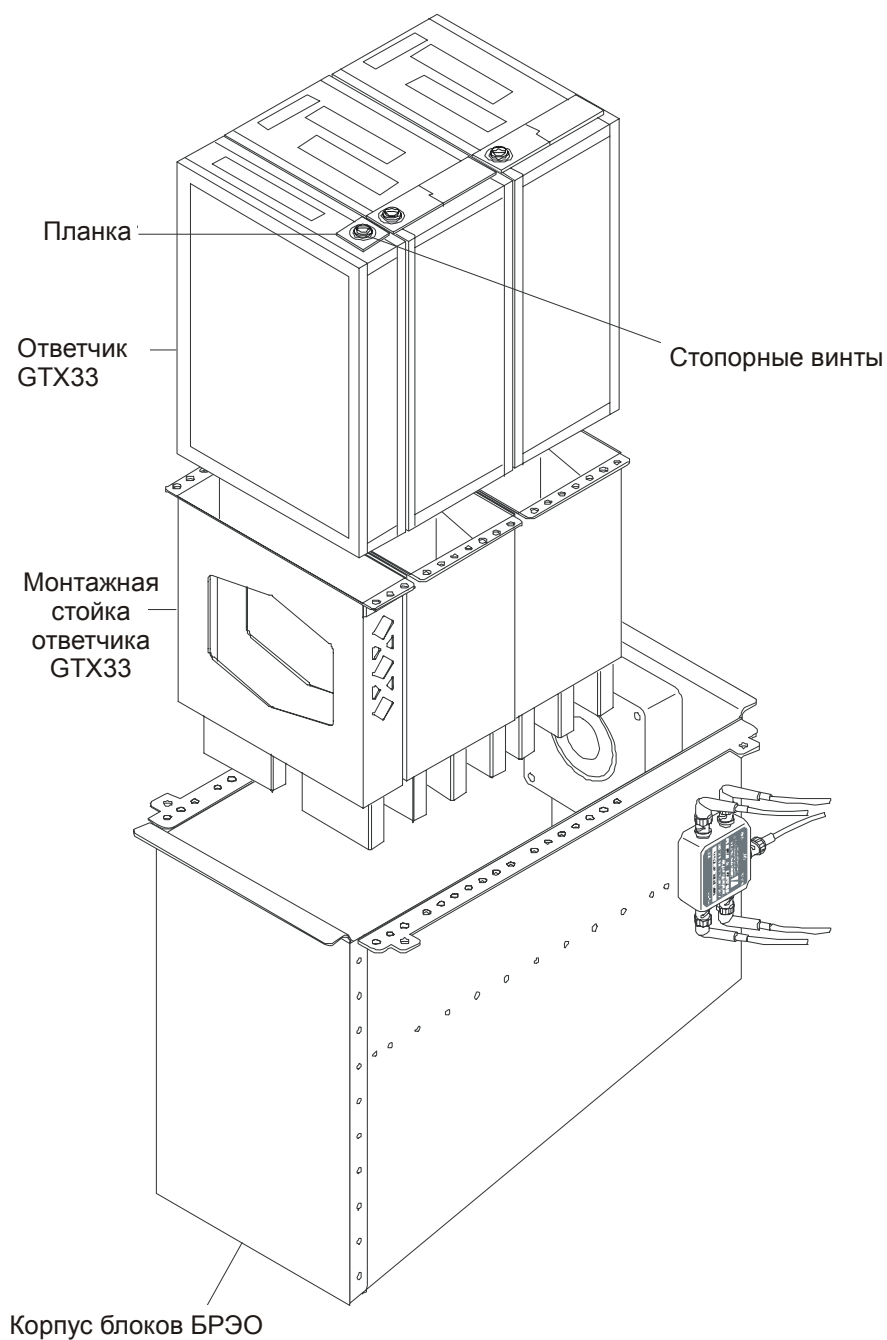


Рисунок 6. Установка ответчика GTX33

5. Демонтаж/установка курсоверткали GRS 77

А. Демонтаж курсоверткали GRS 77

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Убедиться, что выключатель ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования) установлен в положение OFF (выкл.).	
(2)	Снять нижнюю панель заднего багажного отсека.	См. подраздел 25-50.
(3)	Демонтировать курсоверткаль GRS 77: – Отсоединить электропровода. – Вывинтить и убрать 4 винта крепления курсоверткали GRS77 к монтажной пластине. – Снять курсоверткаль GRS 77 с самолета.	См. рисунок 7.

В. Установка курсоверткали GRS 77

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Установить курсоверткаль GRS 77: – Установить блок на место рядом со стойкой БРЭО. – Ввинтить 4 винта крепления блока к монтажной пластине. – Подключить электропровода.	Линейный разъем.
(2)	Установить нижнюю съемную панель заднего багажного отсека.	См. подраздел 25-50.
(3)	Проверить правильность работы комплексной пилотажно-навигационной системы: – Установить выключатель ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования) в положение ON (вкл.). – Установить выключатель ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования) в положение OFF (выкл.).	Комплексная пилотажно-навигационная система должна включиться и успешно пройти самодиагностику.

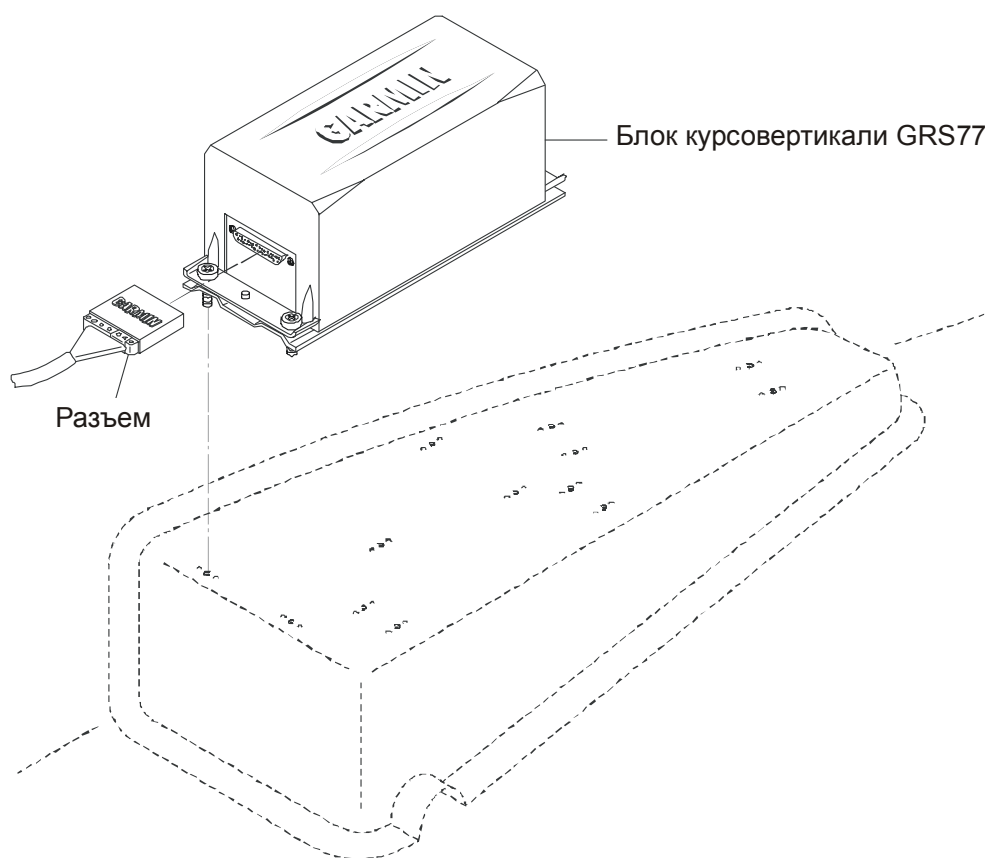


Рисунок 7. Установка курсоверткали GRS 77

6. Демонтаж/установка вычислителя воздушных параметров GDC 74A

А. Демонтаж вычислителя воздушных параметров GDC 74A

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Отсоединить главную аккумуляторную батарею самолета.	См. подраздел 24-31.
(2)	Снять крышку главной приборной панели.	См. подраздел 25-10.
(3)	<p>Демонтировать вычислитель воздушных параметров GDC 74A:</p> <ul style="list-style-type: none"> – Найти вычислитель воздушных параметров GDC 74A на полке главной приборной панели. – Отсоединить электропровода. – Отсоединить от блока трубки приемника воздушного давления. – Вывинтить 2 винта крепления вычислителя воздушных параметров GDC 74A к монтажному кронштейну. – Снять вычислитель воздушных параметров GDC 74A с самолета. 	Запомнить расположение соединений.

В. Установка вычислителя воздушных параметров GDC 74A

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Установить вычислитель воздушных параметров GDC 74A: <ul style="list-style-type: none">– Установить вычислитель воздушных параметров GDC 74A на место на монтажный кронштейн.– Ввинтить 2 винта крепления вычислителя воздушных параметров GDC 74A к монтажному кронштейну.– Присоединить к блоку трубки приемника воздушного давления.– Подключить электропровода.	По схеме, отмеченной в п. 6А. Линейный разъем.
(2)	Установить крышку главной приборной панели.	См. подраздел 25-10.
(3)	Подключить главную аккумуляторную батарею самолета.	См. подраздел 24-31.
(4)	Проверить правильность работы комплексной пилотажно-навигационной системы: <ul style="list-style-type: none">– Установить выключатель ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования) в положение ON (вкл.).– Установить выключатель ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования) в положение OFF (выкл.).	Комплексная пилотажно-навигационная система должна включиться и успешно пройти самодиагностику.
(5)	Провести испытание системы измерения воздушного давления на герметичность.	См. подраздел 34-10.

7. Демонтаж/установка микропроцессорного блока GEA 71

А. Демонтаж микропроцессорного блока GEA 71

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Отсоединить главную аккумуляторную батарею самолета.	См. подраздел 24-31.
(2)	Снять крышку главной приборной панели.	См. подраздел 25-10.
(3)	<p>Демонтировать блок GEA 71:</p> <ul style="list-style-type: none"> – Найти блок GEA 71 на полке главной приборной панели. – Вывинтить винт крепления планки. – Снять планку, поднять блок GEA 71 и извлечь его из монтажной стойки. 	<p>См. рисунок 8.</p> <p>При необходимости снять резервный высотомер. См. подраздел 34-10.</p>

В. Установка микропроцессорного блока GEA 71

	Операции	Примечания/ссылки
(1)	<p>Установить блок GEA 71:</p> <ul style="list-style-type: none"> – Подвести блок GEA 71 к месту установки в монтажную стойку. – Установить блок GEA 71, опустив его в монтажную стойку. – Установить планку и закрепить ее стопорным винтом. 	<p>Установить резервный высотомер (если он демонтирован). См. подраздел 34-10.</p>
(2)	Установить крышку главной приборной панели.	См. подраздел 25-50.
(3)	Подключить главную аккумуляторную батарею самолета.	См. подраздел 24-31.
(4)	<p>Выполнить проверку работы комплексной пилотажно-навигационной системы:</p> <ul style="list-style-type: none"> – Установить выключатель ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования) в положение ON (вкл.). – Установить выключатель ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования) в положение OFF (выкл.). 	<p>Комплексная пилотажно-навигационная система должна включиться и успешно пройти самодиагностику.</p>

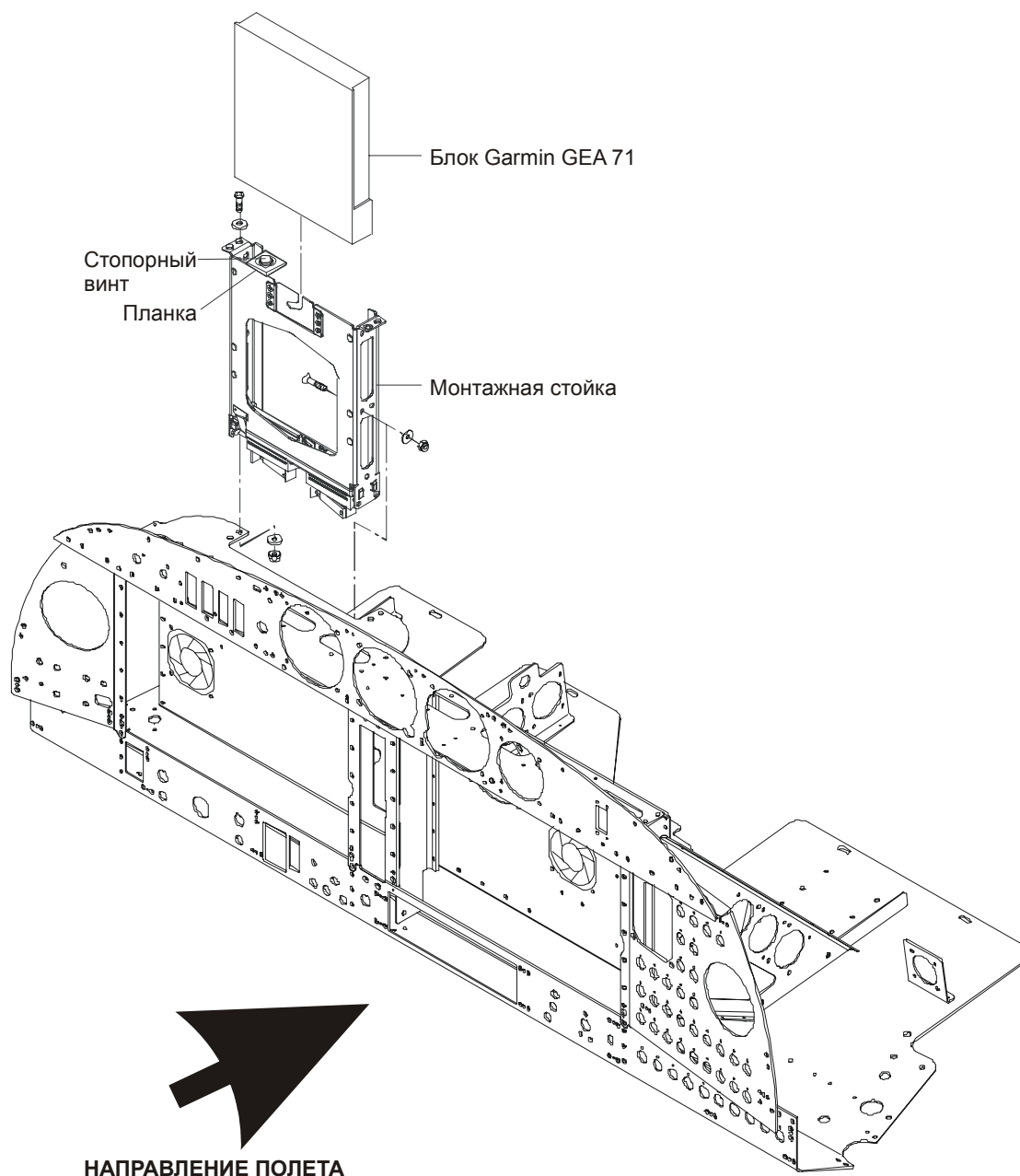


Рисунок 8. Установка микропроцессорного блока GEA 71

8. Магнитометр GMU 44

А. Демонтаж магнитометра GMU 44

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Убедиться, что выключатель ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования) установлен в положение OFF (выкл.).	
(2)	Снять магнитометр в сборе: <ul style="list-style-type: none">– Вывинтить 3 винта крепления магнитометра в сборе к нижней поверхности правого крыла.– Опустив магнитометр, извлечь его из крыла и отсоединить электропровода.– Снять магнитометр в сборе с самолета.	См. рисунок 9. Поддерживать узел.
(3)	При необходимости снять магнитометр с люка.	

В. Установка магнитометра GMU 44

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Установить магнитометр в сборе: <ul style="list-style-type: none">– Подвести магнитометр в сборе к месту установки под правое крыло.– Присоединить к магнитометру электропровода.– Установить магнитометр в сборе на место с нижней стороны правого крыла.– Ввинтить 3 винта крепления магнитометра к крылу.	Соблюдать направление установки, указанное стрелкой на корпусе. Линейный разъем.
(2)	Проверить правильность работы комплексной пилотажно-навигационной системы: <ul style="list-style-type: none">– Установить выключатель ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования) в положение ON (вкл.).	Комплексная пилотажно-навигационная система должна включиться и успешно пройти самодиагностику.
(3)	Выполнить калибровку магнитометра.	См. Руководство по обслуживанию системы G1000.

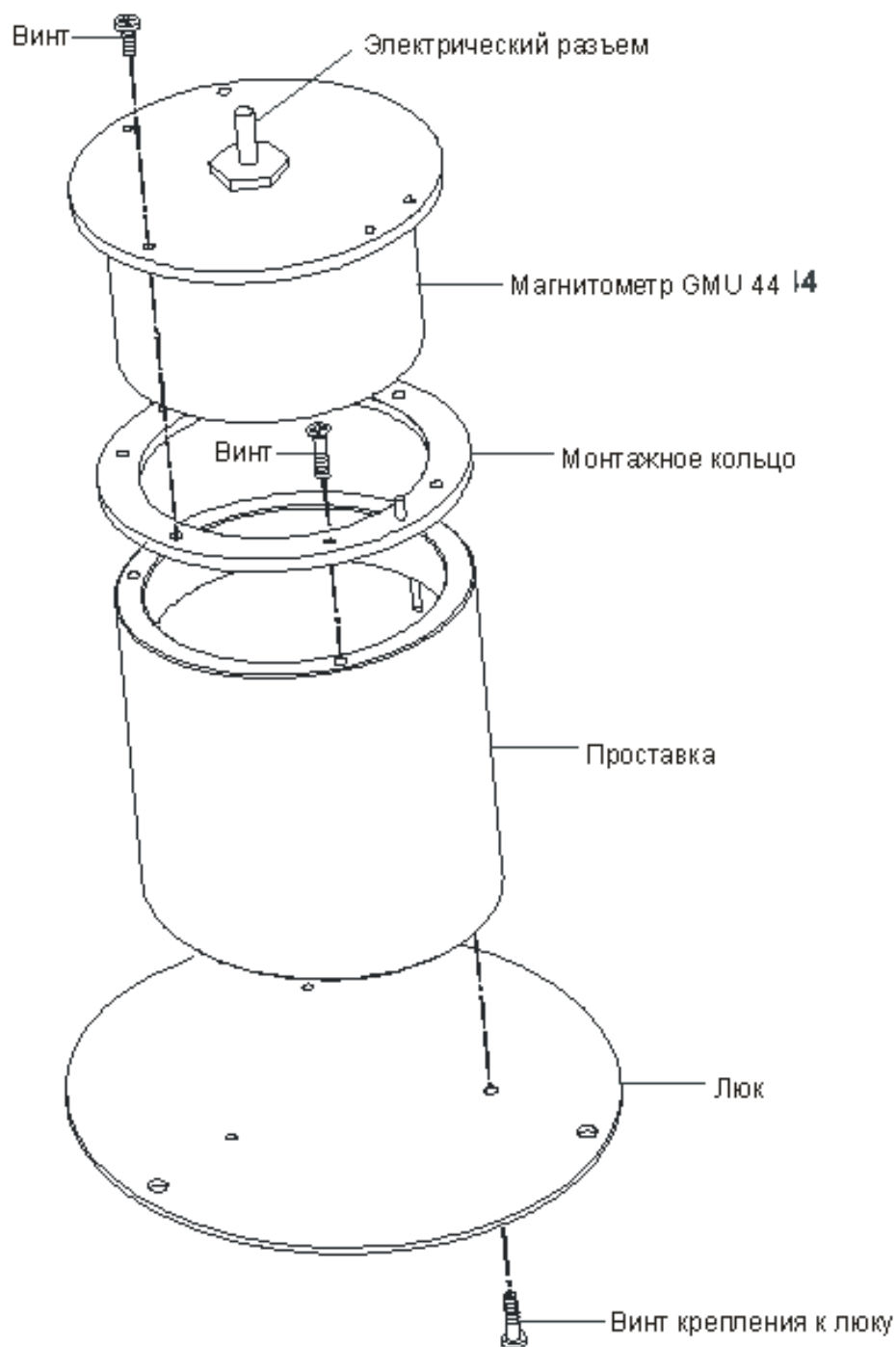


Рисунок 9. Установка магнитометра в сборе

Страница намеренно оставлена пустой

РАЗДЕЛ 32

ШАССИ

Страница намеренно оставлена пустой

СОДЕРЖАНИЕ

РАЗДЕЛ 32

ШАССИ

1.	Общие сведения	1
2.	Описание и принцип работы	1

Подраздел 32-10

Основная опора шасси

1.	Общие сведения	1
2.	Описание и принцип работы	1

Поиск и устранение неисправностей

1.	Общие сведения	101
----	----------------------	-----

Порядок технического обслуживания

1.	Общие сведения	201
2.	Демонтаж/установка стойки основной опоры шасси	201
3.	Проверка/регулировка шасси	205

Подраздел 32-20

Носовая опора шасси

1.	Общие сведения	1
2.	Описание и принцип работы	1

Поиск и устранение неисправностей

1.	Общие сведения	101
----	----------------------	-----

Порядок технического обслуживания

1.	Общие сведения	201
2.	Демонтаж/установка стойки носовой опоры шасси.....	201
3.	Демонтаж/установка эластомерного пружинного пакета	204
4.	Замена эластомерных элементов	206
5.	Регулировка усилия трения в шарнире вилки колеса носовой опоры	206
6.	Балансировка колеса носовой опоры шасси	207

Подраздел 32-40**Колеса и тормоза**

1.	Общие сведения	1
2.	Описание и принцип работы	1

Поиск и устранение неисправностей

1.	Общие сведения	101
----	----------------------	-----

Порядок технического обслуживания

1.	Общие сведения	201
2.	Демонтаж/установка колеса основной опоры шасси	201
3.	Демонтаж/установка колеса носовой опоры шасси	203
4.	Демонтаж/установка главного тормозного цилиндра	205
5.	Демонтаж/установка тормозного цилиндра	207
6.	Демонтаж/установка крана стояночного тормоза.....	209
7.	Прокачка тормозной системы для удаления воздуха	211
8.	Притирка фрикционных накладок.....	213

РАЗДЕЛ 32

ШАССИ

1. Общие сведения

Самолет DA 40 NG оснащен неубирающимся трехопорным шасси с самоориентирующимся колесом носовой опоры. В данном подразделе приводится общее описание шасси и описывается принцип его работы. Информацию о поиске и устранении неисправностей основных опор шасси и порядке их технического обслуживания см. в подразделе 32-10. Информацию о поиске и устранении неисправностей носовой опоры шасси и порядке ее технического обслуживания см. в подразделе 32-20. Информацию о поиске и устранении неисправностей колес и тормозов и порядке их технического обслуживания см. в подразделе 32-40.

Примечание: Перечень оборудования, сертифицированного для установки на самолете DA 40 NG, приведен в разделе 6.5 Руководства по летной эксплуатации. Установка такого оборудования возможна и должна производиться в соответствии с Руководством по технической эксплуатации самолета.

Для обозначения всего оборудования, не вошедшего в перечень в разделе 6.5 Руководства по летной эксплуатации, используется термин «Дополнительное оборудование». Установка Дополнительного оборудования является модификацией и должна осуществляться в соответствии с действующими национальными правилами или Эксплуатационным бюллетенем.

2. Описание и принцип работы

Стойки основных опор шасси представляют собой листовые рессоры плоского сечения и изготовлены из стали. Каждая стойка основной опоры шасси крепится к средней части фюзеляжа двумя узлами крепления. К нижнему концу каждой стойки крепится полуось, опорная пластина тормоза и монтажная пластина обтекателя колеса, который выполнен из стеклопластика.

Носовая опора шасси имеет трубчатую стойку, которая крепится к носовой части фюзеляжа при помощи прочного цапфового узла. Кроме того, на стойке установлен эластомерный пружинный пакет, который одним концом крепится к моторной раме. К нижней части стойки крепится вилка колеса, одновременно исполняющая функции рычага, а также обтекатель колеса, выполненный из стеклопластика.

На носовой и основных опорах шасси установлены одиночные колеса с пневматиками низкого давления. Каждая основная опора шасси оснащена дисковым тормозом. Для управления тормозами используются ножные педали, расположенные на педалях управления рулем направления. Для торможения колес при постановке самолета на стоянку имеется кран стояночного тормоза.

Шасси поглощает вертикальные нагрузки (например, нагрузки при посадке). Стойка каждой основной опоры шасси представляет собой листовую рессору, которая изгибается вверх при увеличении нагрузки. По мере увеличения нагрузки сжимается эластомерный пружинный пакет носовой опоры шасси. Во всех случаях при снятии нагрузки пружинный пакет возвращается в исходное положение.

Чтобы привести в действие оба дисковых тормоза, следует нажать на обе тормозные педали. При этом самолет останавливается без разворота. Чтобы привести в действие только один дисковый тормоз, следует нажать на тормозную педаль с этой стороны. При этом самолет поворачивает в соответствующую сторону. Для постановки на стояночный тормоз установить рычаг стояночного тормоза в крайнее верхнее положение, затем несколько раз нажать на обе тормозные педали. Для растормаживания колес привести рычаг стояночного тормоза в крайнее нижнее положение.

Страница намеренно оставлена пустой

Подраздел 32-10

Основная опора шасси

1. Общие сведения

В данном подразделе описывается конструкция основной опоры шасси, приводится информация о поиске и устранении неисправностей и порядке технического обслуживания. Информацию о колесах основных опор шасси и тормозах см. в подразделе 32-40.

2. Описание и принцип работы

Узел крепления стойки основной опоры шасси показан на рисунке 1. Каждая стойка основной опоры представляет собой листовую рессору, изготовленную из стального сплава. Каждая рессора крепится к средней части фюзеляжа при помощи двух прочных узлов крепления. В местах прохождения стоек через обшивку фюзеляжа для герметизации зазоров установлены небольшие люки с эластичной средней частью.

Внутренний узел крепления представляет собой большой вертикально расположенный болт. Болт проходит через отверстие в металлическом блоке, который крепится к средней части бортовой нервюры в средней части фюзеляжа. Между верхней поверхностью рессоры и блоком установлены пружинные шайбы. Между нижней поверхностью рессоры и корончатой гайкой установлены выпуклая и вогнутая шайбы. Корончатая гайка служит для предварительного натяга пружинных шайб.

Внешний узел крепления состоит из двух частей. Верхняя часть расположена над стойкой основной опоры, а нижняя часть (фиксирующая планка) — под стойкой основной опоры. Узел крепится двумя болтами к нервюре крепления основной опоры шасси. Нервюра крепления основной опоры шасси приклеена к элементам силового набора средней части фюзеляжа. Между листовой рессорой и фиксирующей планкой установлены вкладыши из армированного синтетического каучука для предотвращения истирания и обеспечения углового смещения листовой рессоры в узле крепления.

Схема установки полуоси основной опоры шасси показана на рисунке 2. К внешней стороне каждой стойки шестью болтами крепятся следующие детали:

- Алюминиевая полуось.
- Опорная пластина тормоза.
- Монтажная пластина стеклопластикового обтекателя колеса.

При положении самолета на земле внутренний конец листовой рессоры тянет вниз внутренний узел крепления, а внешний конец давит вверх на внешний узел. При положении самолета в воздухе внутренний конец листовой рессоры давит вверх на внутренний узел крепления, а внешний конец давит вниз на фиксирующую планку внешнего узла крепления.

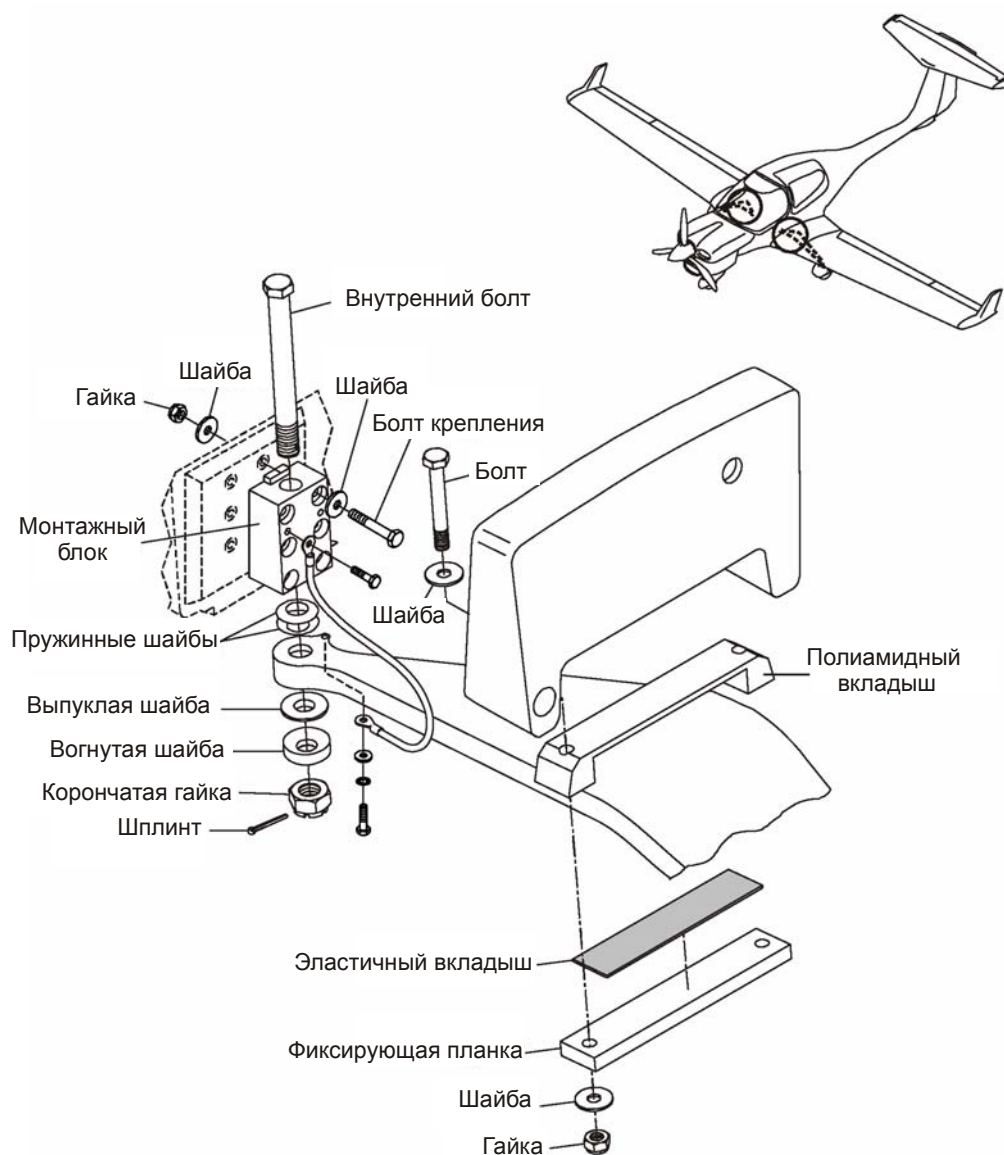


Рисунок 1. Узел крепления стойки основной опоры шасси

Поиск и устранение неисправностей

1. Общие сведения

В данном подразделе приводятся сведения о поиске и устранении неисправностей носовой опоры шасси.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: ПРОВЕРКА ПОСЛЕ ГРУБОЙ ПОСАДКИ ПРОВОДИТСЯ КАЖДЫЙ РАЗ ПОСЛЕ ГРУБОЙ ПОСАДКИ. ГРУБАЯ ПОСАДКА МОЖЕТ СТАТЬ ПРИЧИНОЙ ПОВРЕЖДЕНИЯ СИЛОВОГО НАБОРА И ШАССИ САМОЛЕТА.

Неисправность	Возможная причина	Способ устранения
Изогнута стойка.	Грубая посадка.	Выполнить проверку после грубой посадки. См. подраздел 05-50. Заменить стойку.
Отрицательный развал.	Изогнута стойка, грубая посадка.	Выполнить проверку после грубой посадки. См. подраздел 05-50. Заменить стойку.
Чрезмерный износ пневматика.	Нарушено схождение.	Отрегулировать схождение. См. пункт «Проверка/регулировка шасси» далее в этом подразделе.

Страница намеренно оставлена пустой

Порядок технического обслуживания

1. Общие сведения

В данном подразделе описывается порядок демонтажа, установки и регулирования основных опор шасси. Дополнительную информацию можно получить у изготовителя.

2. Демонтаж/установка стойки основной опоры шасси

А. Оборудование

Наименование	Количество	Шифр
Самолетные подъемники.	3	Серийная продукция.
Носовая опора.	1	Серийная продукция.
Опоры под крылья.	2	Серийная продукция.

В. Демонтаж стойки основной опоры шасси

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Произвести вывешивание самолета.	См. подраздел 07-10.
(2)	Снять обтекатель колеса: – Убрать внешний болт. – Вывинтить 4 винта с внутренней стороны.	
(3)	Снять с суппорта тормозную колодку.	См. подраздел 32-40.
(4)	Снять колесо.	См. подраздел 32-40.
(5)	Растормозить суппорт тормоза.	
(6)	Вывинтить и убрать 6 болтов крепления полуоси. Снять полуось, опорную пластину тормоза и монтажную пластину обтекателя.	См. рисунок 2. Только в случае замены стойки.
(7)	Отсоединить от стойки провод металлизации.	
(8)	Вывинтить и убрать 6 болтов крепления монтажного блока к нервюре вместе с гайками и шайбами.	См. рисунок 1.
(9)	Отвинтить и убрать гайки крепления фиксирующей планки к верхней части внешнего узла крепления.	Удерживать стойку!
(10)	Снять стойку.	Сдвинуть стойку в наружном направлении.

	Операции	Примечания/Ссылки
(11)	При необходимости отвинтить и убрать гайку и болт внутреннего узла крепления.	См. рисунок 1.

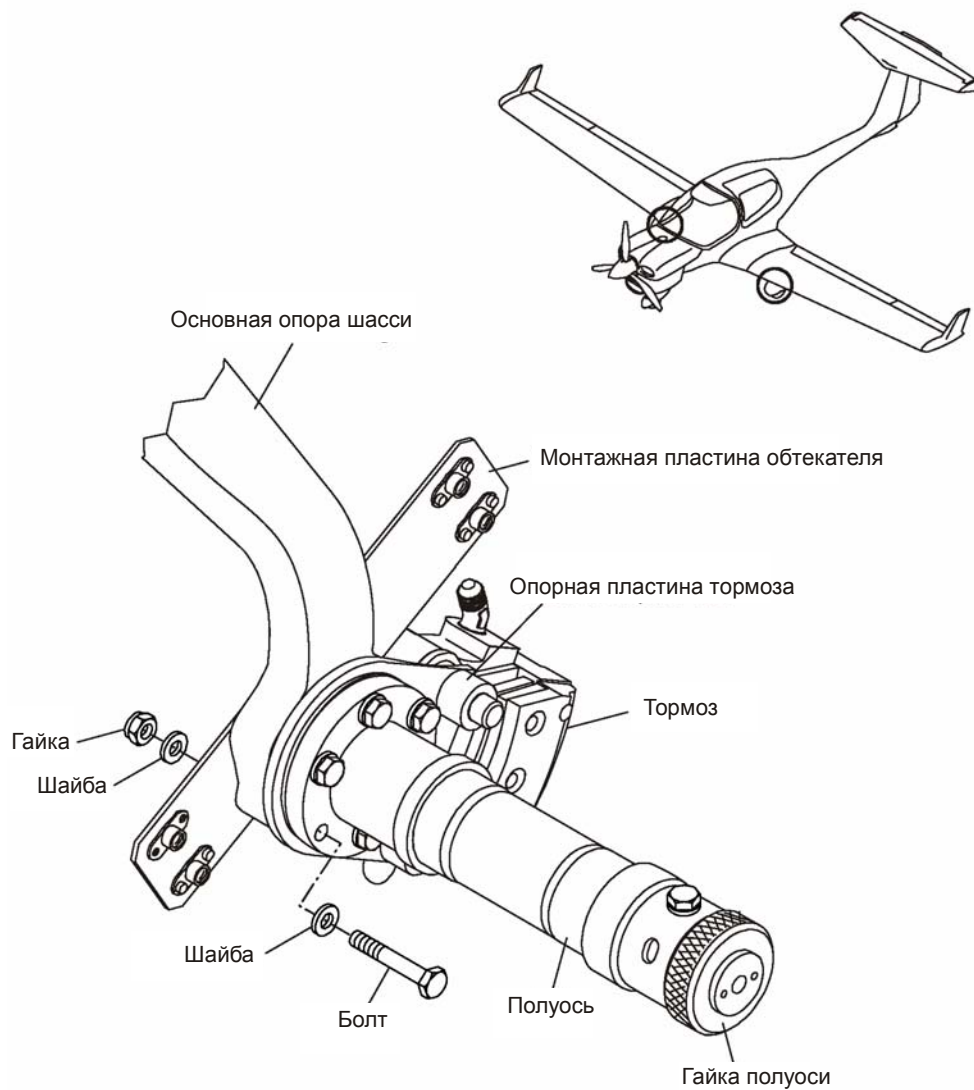


Рисунок 2. Установка полуоси основной опоры шасси

С. Установка стойки основной опоры шасси

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Осмотреть среднюю часть фюзеляжа в месте расположения узлов крепления основных опор шасси. Обратить особое внимание на наличие признаков повреждения элементов силового набора из стеклопластика.	Порядок осмотра элементов из стеклопластика см. в подразделе 51-10.
(2)	При необходимости установить и затянуть гайку и болт внутреннего узла крепления.	См. рисунок 1.
(3)	Установить стойку на место.	Сдвинуть стойку во внутреннем направлении через люк подхода в средней части фюзеляжа.
(4)	Установить на место верхний и нижний вкладыши внешнего узла крепления.	Удерживать стойку!
(5)	Установить фиксирующую планку.	Усилие затяжки 25 Нм (18,4 фунт-с-фут). Эластичный вкладыш приклеить клеем Loctite Superglue.
(6)	Если монтажный блок демонтирован, прикрепить его к нервюре при помощи 6 болтов и гаек с шайбами.	См. рисунок 1. Затянуть шесть болтов моментом 15 Нм (11,1 фунт-с-фут). Убедиться, что между верхней поверхностью стойки и монтажным блоком установлены пружинные шайбы (вогнутые поверхности должны быть обращены друг к другу). Убедиться, что между гайкой и стойкой установлены выпуклая и вогнутая шайбы.
(7)	Затянуть гайку на внутреннем болте и установить шплинт.	Высота пружинных шайб должна составлять 4 мм (+0,5 мм / -0 мм) или 0,16 дюйма (+0,02 дюйма / -0 дюйма).
(8)	Присоединить к стойке провод металлизации.	Установить гайку и болт рядом с монтажным блоком внутреннего узла крепления.
(9)	Установить полуось, опорную пластину тормоза и монтажную пластину обтекателя. Установить и затянуть 6 болтов крепления полуоси.	См. рисунок 2. Усилие затяжки: 6,5 Нм (4,8 фунт-с-фут).
(10)	Установить суппорт тормоза.	См. подраздел 32-40.
(11)	Установить колесо.	См. подраздел 32-40.
(12)	Установить на суппорт тормозную колодку.	См. подраздел 32-40.
(13)	Опустить самолет на подъемниках.	См. подраздел 07-10.
(14)	Выполнить проверку работы колесных тормозов.	

	Операции	Примечания/Ссылки
(15)	Установить обтекатель колеса: <ul style="list-style-type: none">– Установить внешний болт.– Установить 4 винта с внутренней стороны.	
(16)	Проверить регулировку шасси.	См. п. 3.

3. Проверка/регулировка шасси

Проверку выполнять в следующих случаях:

- При выполнении технологической карты технического обслуживания (раздел 05).
- После грубой посадки.
- После замены или ремонта стойки основной опоры шасси.

А. Оборудование

Наименование	Количество	Шифр
Листы скользящего полимерного материала (2 на каждую сторону).	4	Серийная продукция.

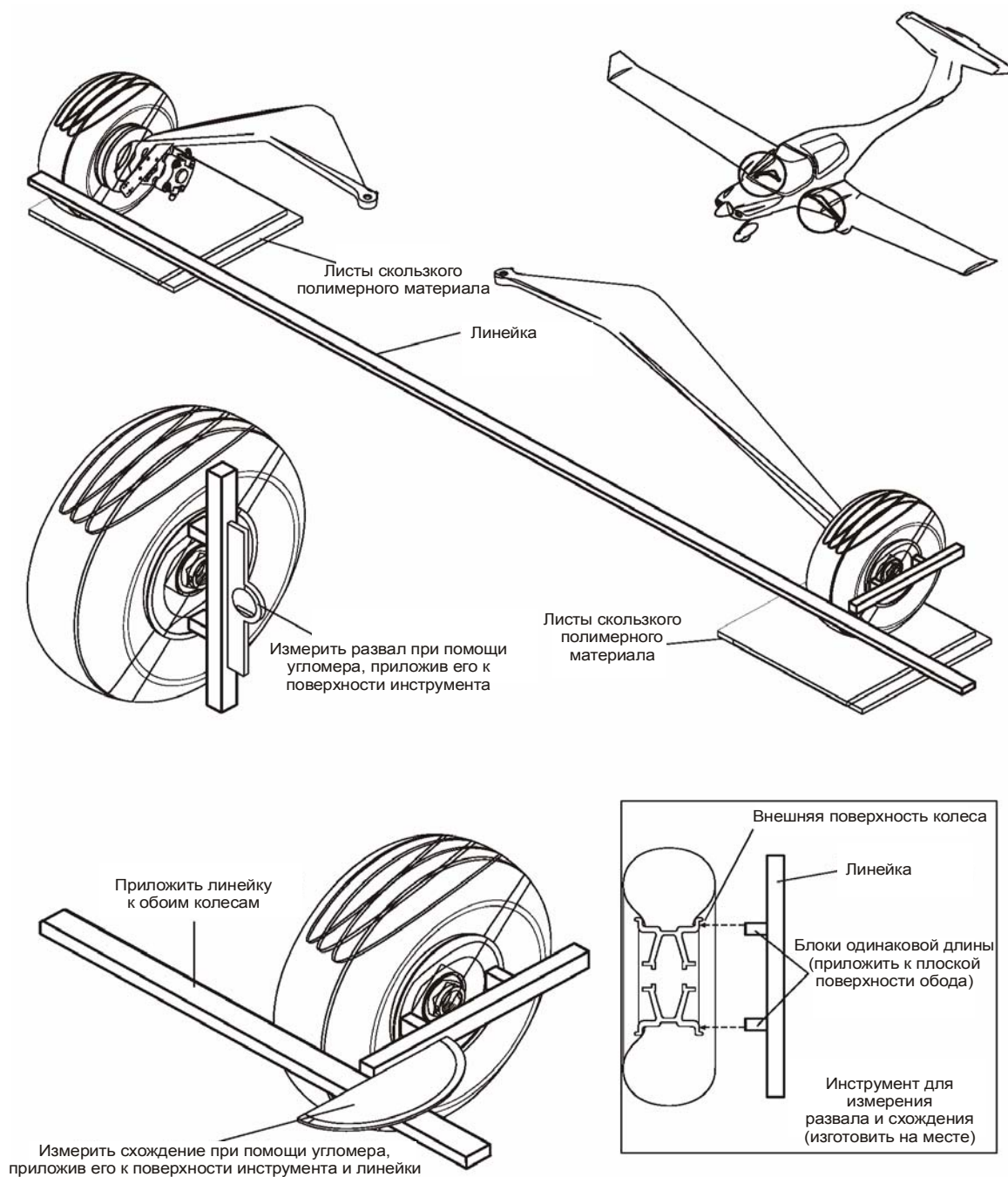


Рисунок 3. Измерение углов развала и сходжения

В. Порядок

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Убедиться, что вес самолета соответствует весу пустого самолета.	См. Протокол регулировки самолета.
(2)	Снять обтекатели колес: – Убрать внешний болт. – Вывинтить 4 винта с внутренней стороны.	Каждого колеса.
(3)	Установить самолет колесами основных опор шасси на листы скользящего полимерного материала.	
(4)	Измерить схождение.	См. рисунок 3.
(5)	Измерить развал.	См. рисунок 3.
ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: ИСПОЛЬЗОВАТЬ ТОЛЬКО РЕГУЛИРОВОЧНЫЕ ПРОКЛАДКИ, СПЕЦИАЛЬНО ПОМЕЧЕННЫЕ В ИЛЛЮСТРИРОВАННОМ КАТАЛОГЕ ДЕТАЛЕЙ КАК ПРЕДНАЗНАЧЕННЫЕ ДЛЯ ЭТОЙ ЦЕЛИ. ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ДРУГИХ РЕГУЛИРОВОЧНЫХ ПРОКЛАДОК МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ВЫХОДУ ШАССИ ИЗ СТРОЯ.		
(6)	При необходимости отрегулировать развал и (или) схождение.	Предельные значения см. в разделе 06-00. Общая величина изменения угла при использовании регулировочных прокладок должна составлять не более 2° на одну сторону (при регулировке развала и схождения). Использовать только соответствующие регулировочные прокладки, указанные в Иллюстрированном каталоге деталей. Установить регулировочные прокладки между стойкой и полуосью. При этом изменяется угол между полуосью и продольной или вертикальной осью самолета.
(7)	Измерить колею.	В направлении, поперечной направлению оси самолета, от крайней внешней точки одной полуоси до крайней внешней точки другой полуоси.
(8)	Снять самолет с листов полимерного материала.	
(9)	Установить обтекатели колес: – Установить внешний болт. – Установить 4 винта с внутренней стороны.	

Страница намеренно оставлена пустой

Подраздел 32-20**Носовая опора шасси****1. Общие сведения**

В данном подразделе описывается конструкция носовой опоры шасси, приводится информация о поиске и устранении неисправностей и порядке технического обслуживания. Информацию о колесе носовой опоры шасси см. в подразделе 32-40.

2. Описание и принцип работы

Схема установки носовой опоры шасси показана на рисунке 1. Самолет DA 40 NG оснащен неубирающейся носовой опорой шасси с самоориентирующимся колесом. Носовая опора шасси выполнена в виде сварной стальной трубчатой стойки. На заднем верхнем конце опоры имеется траверса с цапфами, которые допускают движение стойки только вверх и вниз.

Спереди снизу от узла крепления расположен сварной кронштейн, к которому крепится нижний конец эластомерного пружинного пакета. Верхний конец эластомерного пружинного пакета крепится к моторной раме.

В переднем нижнем конце стойки носовой опоры шасси имеется почти вертикальный шарнир крепления вилки колеса, обеспечивающий самоориентирование колеса носовой опоры. Отклонение колеса ограничено упорами в пределах $\pm 30^\circ$.

При положении самолета на земле эластомерный пружинный пакет давит вверх на моторную раму, а цапфы давят вниз на носовую часть фюзеляжа. При положении самолета в воздухе эластомерный пружинный пакет давит вниз на моторную раму, а цапфы давят вверх на носовую часть фюзеляжа.

Закрепленные в фюзеляже цапфы позволяют стойке носовой опоры шасси смещаться только вперед и назад. Боковая нагрузка на колесо носовой опоры шасси вызывает его самоориентирование. Усилие трения в шарнире вилки носовой опоры можно регулировать при помощи винта крепления вилки. Это позволяет не допустить возникновения колебаний (шимми) колеса носовой опоры.

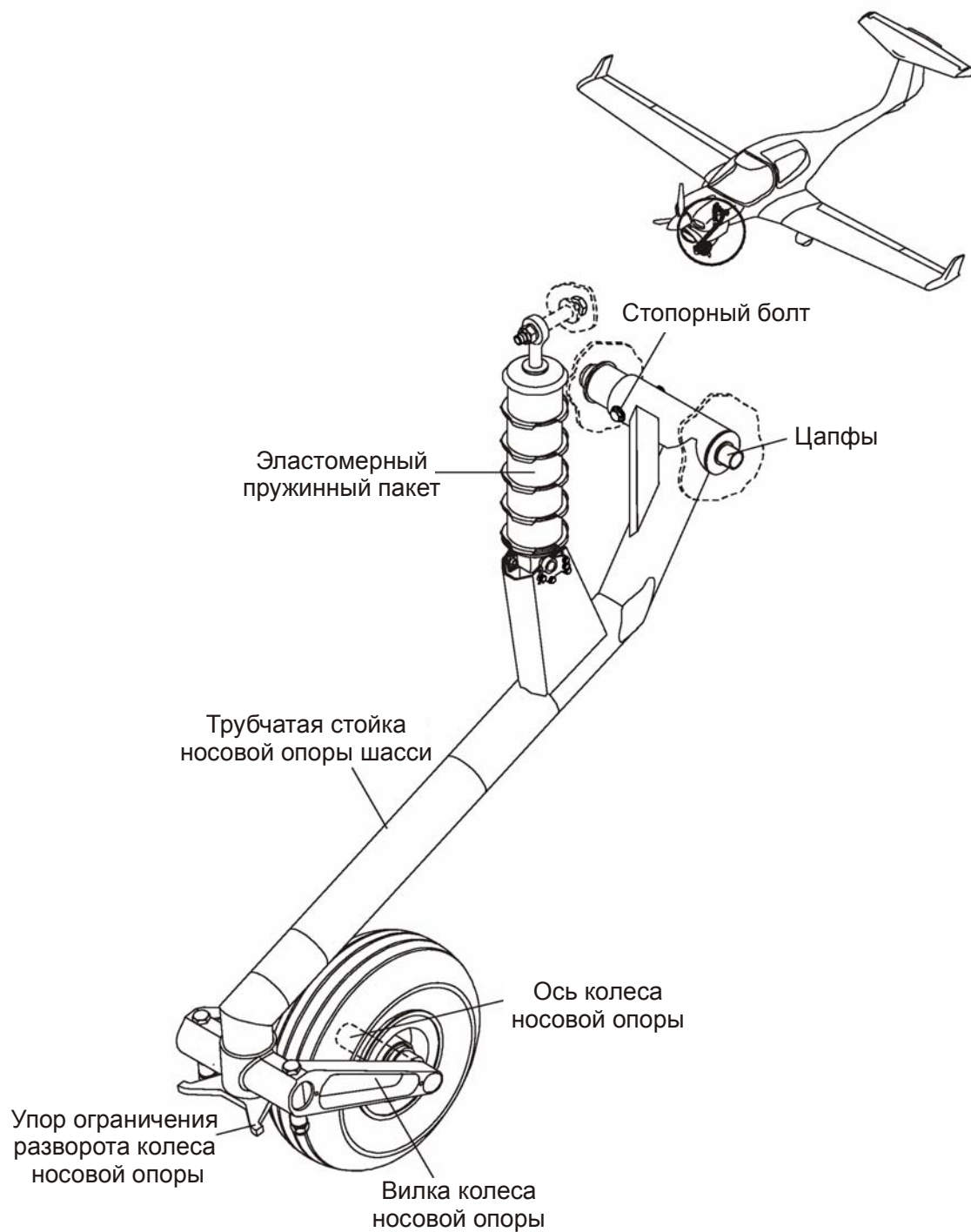


Рисунок 1. Носовая опора шасси

Поиск и устранение неисправностей

1. Общие сведения

В данном подразделе приводятся сведения о поиске и устранении неисправностей носовой опоры шасси.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: ПРОВЕРКА ПОСЛЕ ГРУБОЙ ПОСАДКИ ПРОВОДИТСЯ КАЖДЫЙ РАЗ ПОСЛЕ ГРУБОЙ ПОСАДКИ. ГРУБАЯ ПОСАДКА МОЖЕТ СТАТЬ ПРИЧИНОЙ ПОВРЕЖДЕНИЯ СИЛОВОГО НАБОРА И ШАССИ САМОЛЕТА.

Неисправность	Возможная причина	Способ устранения
Изогнута стойка.	Грубая посадка.	Выполнить проверку после грубой посадки. См. подраздел 05-50. Заменить стойку.
Колебания (шимми) колеса носовой опоры.	Слабое усилие трения в шарнире вилки.	Отрегулировать усилие трения в шарнире вилки колеса носовой опоры.

Страница намеренно оставлена пустой

Порядок технического обслуживания

1. Общие сведения

В данном подразделе описывается порядок демонтажа, установки и регулирования носовой опоры шасси. Дополнительную информацию можно получить у изготовителя.

2. Демонтаж/установка стойки носовой опоры шасси

А. Оборудование

Наименование	Количество	Шифр
Опоры с мягкими накладками.	1	Серийная продукция.
Грузы и ремень.	1	Серийная продукция.

В. Демонтаж стойки носовой опоры шасси

	Операции	Примечания
(1)	Установив на хвостовую часть фюзеляжа грузы, зафиксировать самолет в положении с поднятым колесом носовой опоры шасси.	Навесить на фюзеляж грузы на ремне.
(2)	Установить опору с мягкими накладками под носовую часть фюзеляжа сразу за узлом крепления носовой опоры шасси.	
(3)	Снять капот двигателя.	См. подраздел 71-10.
(4)	Отсоединить эластомерный пружинный пакет от моторной рамы.	См. рисунок 1.
(5)	Отвинтить и убрать стопорный болт цапфы.	См. рисунок 1 и подраздел 71-20, рисунок 1.
(6)	Утопить цапфы внутрь траверсы.	
(7)	Высвободить цапфы из подшипников в фюзеляже.	
(8)	Снять стойку носовой опоры с самолета, потянув ее вниз.	

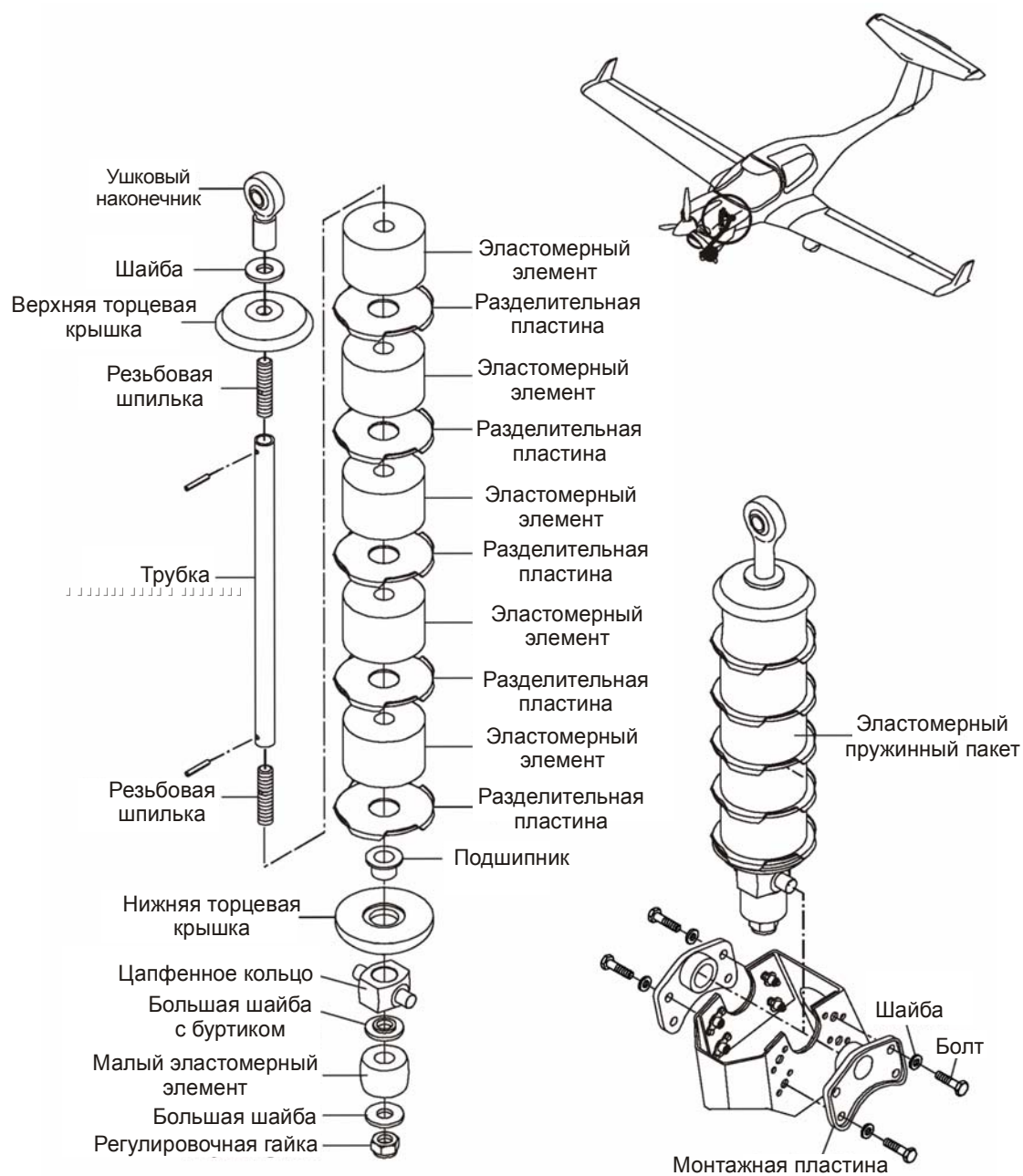


Рисунок 2. Эластомерный пружинный пакет с узлом крепления

С. Установка стойки носовой опоры шасси

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Подготовка: <ul style="list-style-type: none"> – Нанести достаточное количество ингибитора коррозии на поверхности следующих деталей: – Внутренние поверхности узла крепления. – Тело стопорного болта. – Тело болта крепления эластомерного пружинного пакета к моторной раме. 	См. рисунок 1. Использовать ингибитор коррозии LPS.
(2)	Установить стойку носовой опоры на место в самолете, подведя ее снизу.	
(3)	Раздвинув цапфы, установить их в подшипники в фюзеляже.	См. рисунок 1.
(4)	Установить и затянуть стопорный болт цапф.	
(5)	Присоединить эластомерный пружинный пакет к моторной раме.	См. подраздел 71-20.
(6)	Отрегулировать усилие трения в шарнире вилки колеса носовой опоры.	См. п. 5.
(7)	Убрать опору из-под носовой части фюзеляжа.	
(8)	Опустить колесо носовой опоры шасси на пол.	Снять грузы с хвостовой части фюзеляжа.
(9)	Установить капот двигателя.	См. подраздел 71-10.

3. Демонтаж/установка эластомерного пружинного пакета**А. Оборудование**

Наименование	Количество	Шифр
Опоры с мягкими накладками.	1	Серийная продукция.
Грузы и ремень.	1	Серийная продукция.

В. Демонтаж эластомерного пружинного пакета

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Установив на хвостовую часть фюзеляжа грузы, зафиксировать самолет в положении с поднятым колесом носовой опоры шасси.	Навесить на фюзеляж грузы на ремне.
(2)	Установить опору с мягкими накладками под носовую часть фюзеляжа сразу за узлом крепления носовой опоры шасси.	
(3)	Снять капот двигателя.	См. подраздел 71-10.
(4)	Отсоединить эластомерный пружинный пакет от моторной рамы.	Удерживать стойку носовой опоры. См. рисунок 2.
(5)	Вывинтить и убрать 4 болта крепления левой и правой монтажных пластин с каждой стороны.	
(6)	Снять пружинный пакет с самолета.	

С. Установка эластомерного пружинного пакета

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Установить монтажные пластины на цапфы нижнего узла крепления.	См. рисунок 2. Монтажные пластины необходимо установить на цапфы кольца.
(2)	Установить 4 болта с шайбами в отверстия левых пластинчатых гаек и 4 болта с шайбами в отверстия правых пластинчатых гаек.	Покрыть тело болта ингибитором коррозии LPS 3. Удалить ингибитор с резьбы.
(3)	Присоединить эластомерный пружинный пакет к моторной раме.	Покрыть тело болта ингибитором коррозии LPS 3. Удалить ингибитор с резьбы.
(4)	Убрать опору из-под носовой части фюзеляжа.	
(5)	Опустить колесо носовой опоры шасси на пол.	Снять грузы с хвостовой части фюзеляжа.
(6)	Установить капот двигателя.	См. подраздел 71-10.

4. Замена эластомерных элементов

ВНИМАНИЕ: ЭЛАСТОМЕРНЫЕ ЭЛЕМЕНТЫ С ТРЕЩИНАМИ И ИЗНОШЕННЫЕ ЭЛАСТОМЕРНЫЕ ЭЛЕМЕНТЫ НЕОБХОДИМО ЗАМЕНЯТЬ. НЕВЫПОЛНЕНИЕ ЭТОГО ТРЕБОВАНИЯ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К УДАРУ ВОЗДУШНЫМ ВИНТОМ О ПРЕПЯТСТВИЕ.

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Снять эластомерный пружинный пакет с самолета.	См. п. 3.
ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: ЗАПРЕЩАЕТСЯ НАХОДИТЬСЯ НА ОДНОЙ ЛИНИИ С ЭЛАСТОМЕРНЫМ ПРУЖИННЫМ ПАКЕТОМ ПРИ ОТВИНЧИВАНИИ ГАЙКИ. ВОЗМОЖЕН РЕЗКИЙ ВЫБРОС ДЕТАЛЕЙ ПАКЕТА.		
(2)	Отвинтить регулировочную гайку эластомерного пружинного пакета.	
(3)	Осмотреть трубку. При наличии признаков износа или деформации заменить трубку. Асимметричный износ не допускается.	
(4)	Заменить элементы с дефектами.	
(5)	Установить и затянуть регулировочную гайку.	См. рисунок 2. Расстояние между центром подшипника ушкового наконечника и центром нижнего упорного подшипника должно составлять 329 ± 1 мм ($12,95 \pm 0,04$ дюйма).
(6)	Установить эластомерный пружинный пакет на самолет.	См. п. 3.

5. Регулировка усилия трения в шарнире вилки колеса носовой опоры

Трение в шарнире вилки позволяет предотвратить возникновение колебаний колеса носовой опоры (шимми).

А. Оборудование

Наименование	Количество	Шифр
Опора с мягкими накладками.	1	Серийная продукция.
Грузы и ремень.	1	Серийная продукция.
Пружинный динамометр.	1	Серийная продукция.

В. Порядок

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Установив на хвостовую часть фюзеляжа грузы, зафиксировать самолет в положении с поднятым колесом носовой опоры шасси.	Навесить на фюзеляж грузы на ремне.
(2)	Установить опору с мягкими накладками под носовую часть фюзеляжа сразу за узлом крепления носовой опоры шасси.	
(3)	Демонтировать обтекатель колеса носовой опоры.	
(4)	Отрегулировать гайку вилки колеса носовой опоры.	Колесо носовой опоры должно отклоняться при приложении к нему усилия 30-50 Н (6,75 -11,25 фунта) в направлении оси колеса. Если положение шплинта не совпадает с положением отверстия, затянуть гайку до следующего отверстия. См. рисунок 3.
(5)	Нанести ингибитор коррозии только на гайку, шпильку и шайбы.	Использовать ингибитор коррозии CRC Corrosion Shell. Не допускать попадания ингибитора CRC Corrosion Shell на пневматик и элементы из стеклопластика.
(6)	Установить обтекатель колеса носовой опоры.	
(7)	Убрать опору из-под носовой части фюзеляжа.	
(8)	Опустить колесо носовой опоры шасси на пол.	Снять грузы с хвостовой части фюзеляжа.

6. Балансировка колеса носовой опоры шасси

Балансировка колеса носовой опоры перед установкой обязательна.

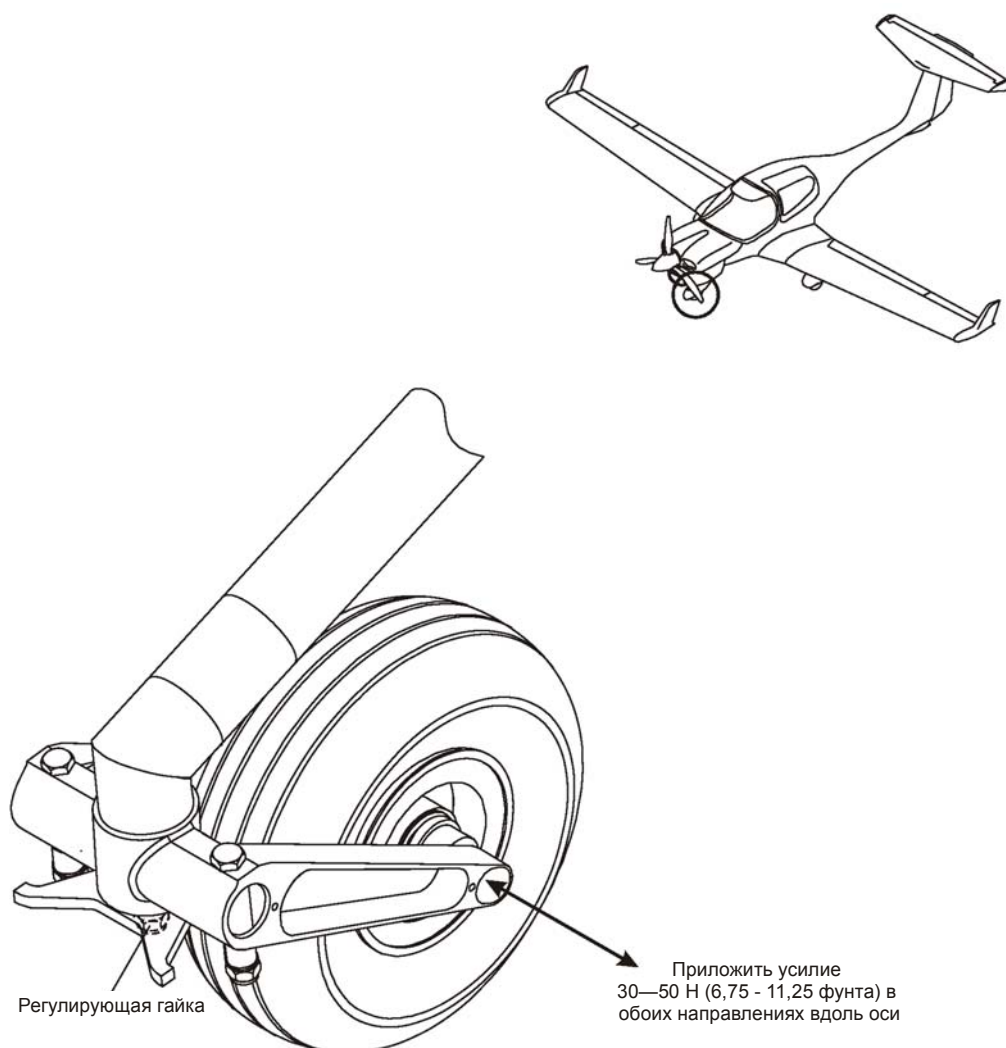


Рисунок 3. Регулировка усилия трения в шарнире вилки колеса носовой опоры

Подраздел 32-40**Колеса и тормоза****1. Общие сведения**

В данном подразделе описывается конструкция колес основных опор и носовой опор шасси и тормозной системы; приводится информация о поиске и устранении неисправностей и порядке технического обслуживания.

2. Описание и принцип работы**A. Колесо основной опоры**

Конструкция колес показана на рисунке 1. Барабан колеса основной опоры шасси состоит из двух половин из алюминиевого сплава. Половины барабана соединяются друг с другом тремя болтами. Этими же болтами к внутренней половине барабана крепится тормозной диск. На колесах установлены камерные пневматики. Конические роликовые подшипники и кольцевые сальниковые уплотнения в каждой половине барабана удерживаются на месте пружинными кольцами.

Подшипники можно демонтировать для технического обслуживания. Во внешней половине барабана имеется отверстие для золотника клапана.

B. Колесо носовой опоры

Колеса носовой опоры и основных опор шасси имеют одинаковую конструкцию, однако в колесе носовой опоры используется конический подшипник.

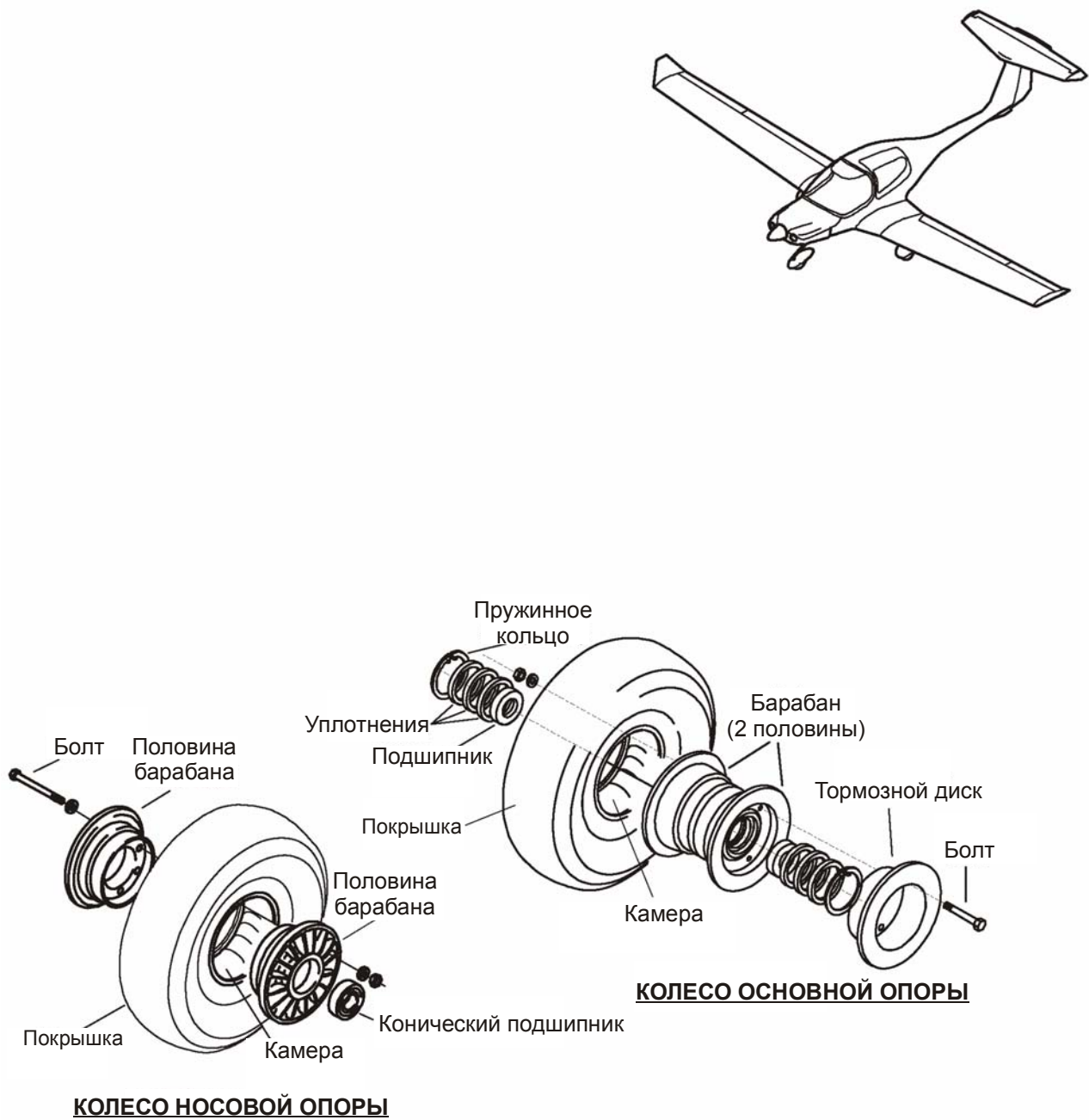


Рисунок 1. Колесо основной опоры и колесо носовой опоры шасси

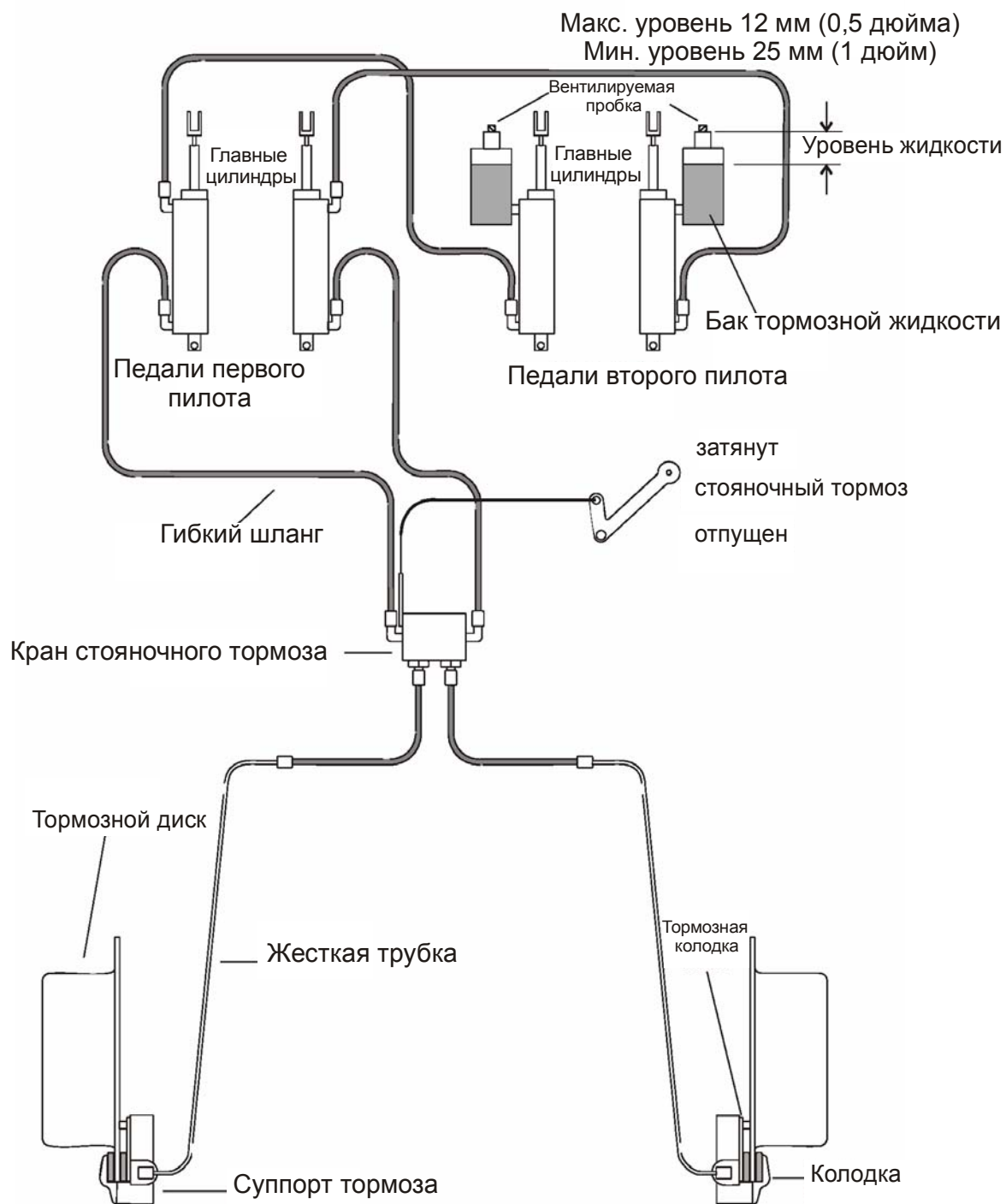


Рисунок 2. Принципиальная схема тормозной системы

С. Тормозная система

Принципиальная схема тормозной системы показана на рисунке 2. Самолет DA 40 NG оснащен двумя независимыми друг от друга тормозными системами. Левая система приводится в действие при нажатии на левые ножные педали тормозов первым пилотом и вторым пилотом. При этом подается давление на суппорт тормоза с левой стороны. Правая тормозная система приводится в действие при нажатии на правые ножные педали тормозов и обеспечивает подачу давления на суппорт тормоза с правой стороны.

Схема установки главного тормозного цилиндра и бака тормозной жидкости показана на рисунке 3. Каждая система имеет собственный бак тормозной жидкости, который соединяется с главным цилиндром на педали управления рулем направления второго пилота. Сторона выпуска главного цилиндра на педали управления рулем направления второго пилота соединяется со стороной впуска главного цилиндра на педали первого пилота. Сторона выпуска главного цилиндра на педали управления рулем направления первого пилота соединяется с краном стояночного тормоза. Кран стояночного тормоза соединяется с суппортом тормоза.

Конструкция колесного тормоза показана на рисунке 4.

Схема установки крана стояночного тормоза показана на рисунке 5. Кран стояночного тормоза установлен на нижнем фланце шпангоута крепления ручек управления. Кран состоит из двух одинаковых частей, каждая из которых обеспечивает подачу тормозного давления в соответствующий суппорт. При этом тормоза фиксируются в положении торможения. Со временем давление уменьшается и колеса медленно растормаживаются. Исправный кран стояночного тормоза обеспечивает фиксацию тормозов в течение более 1 суток.

1. Управление тормозами с места второго пилота

При нажатии вторым пилотом на правую тормозную педаль происходит следующее:

- На начальном этапе движения происходит отсечка бака от системы.
- При дальнейшем движении поршень выталкивает жидкость в главный цилиндр со стороны первого пилота.
- Жидкость поступает через кран стояночного тормоза в суппорт правого тормоза.
- Жидкость прижимает поршень с тормозной колодкой к тормозному диску.
- При этом противоположная тормозная колодка также прижимается к тормозному диску.
- Приводится в действие правый тормоз.

Аналогичным образом, при нажатии вторым пилотом левой тормозной педали приводится в действие левый тормоз.

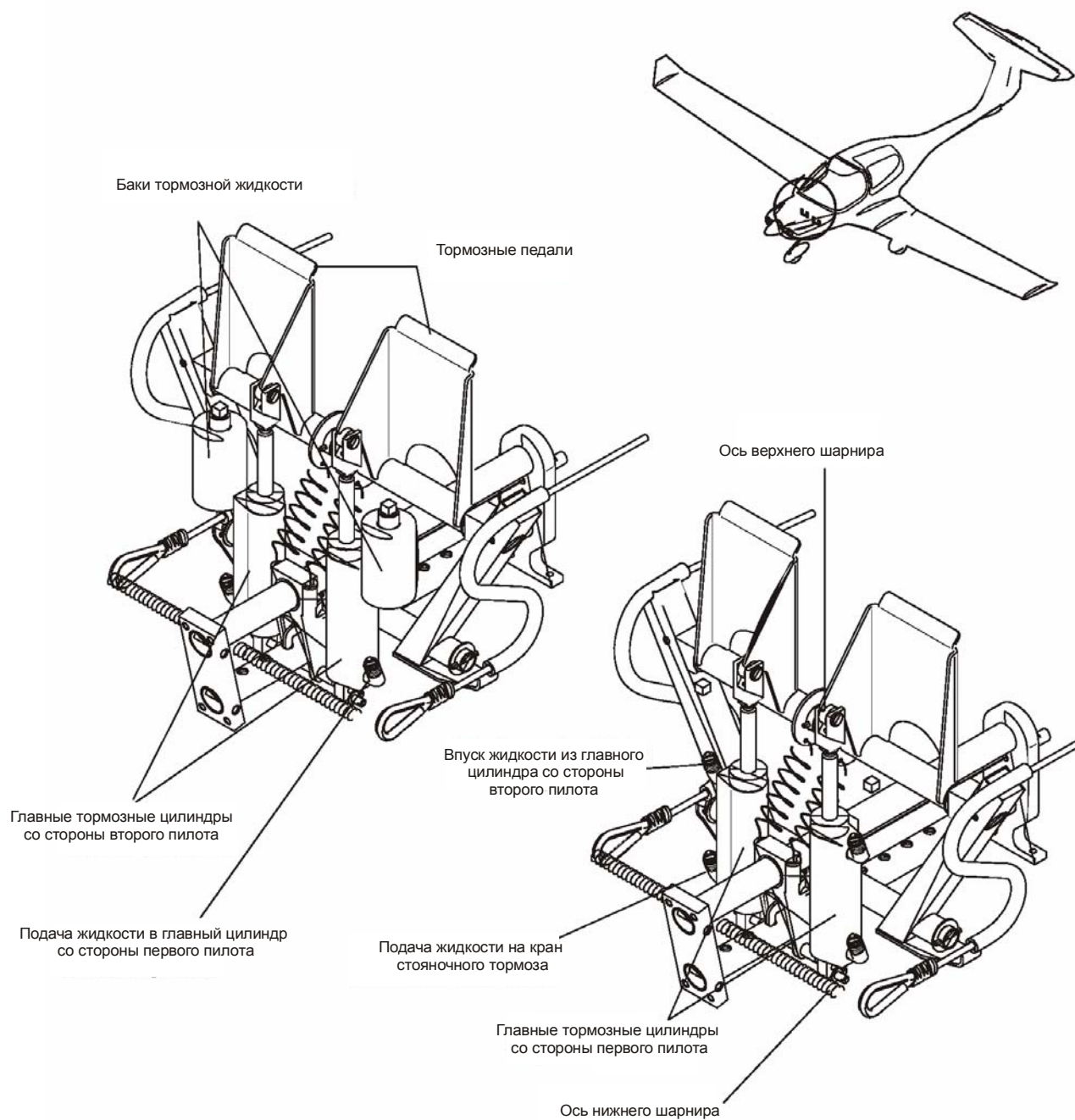


Рисунок 3. Установка главного тормозного цилиндра и бака тормозной жидкости

2. Управление тормозами с места первого пилота

При нажатии первым пилотом на правую тормозную педаль происходит следующее:

- На начальном этапе движения происходит отсечка главного цилиндра со стороны второго пилота. (Примечание: Давление гидравлической жидкости в главном цилиндре со стороны второго пилота воздействует на обратную сторону поршня главного цилиндра со стороны первого пилота. При этом давление в тормозной системе увеличивается.)
- Жидкость поступает через кран стояночного тормоза в суппорт правого тормоза.
- Жидкость прижимает поршень с тормозной колодкой к тормозному диску.
- При этом противоположная тормозная колодка также прижимается к тормозному диску.
- Приводится в действие правый тормоз.

Аналогичным образом, при нажатии первым пилотом левой тормозной педали приводится в действие левый тормоз.

Примечание: При отказе одной системы один пилот или оба пилота могут потерять управление тормозом соответствующего колеса. Например, утечка из трубки между правыми главными цилиндрами второго пилота и первого пилота ведет к потере управления правым тормозом с места второго пилота. Управление правым тормозом с места первого пилота при этом сохраняется в полной мере. Утечка между правым главным цилиндром первого пилота и суппортом правого тормоза ведет к потере управления правым тормозом с мест обоих пилотов.

3. Работа стояночного тормоза

Для приведения в действие стояночного тормоза:

- Нажать на обе педали.
- Установить рычаг стояночного тормоза в положение LOCK (затянут) (крайнее верхнее положение).
- Отпустить педали.
- При необходимости подкачать жидкость многократным нажатием на тормозные педали.

Для растормаживания колес отпустить рычаг стояночного тормоза (привести рычаг в крайнее верхнее положение).

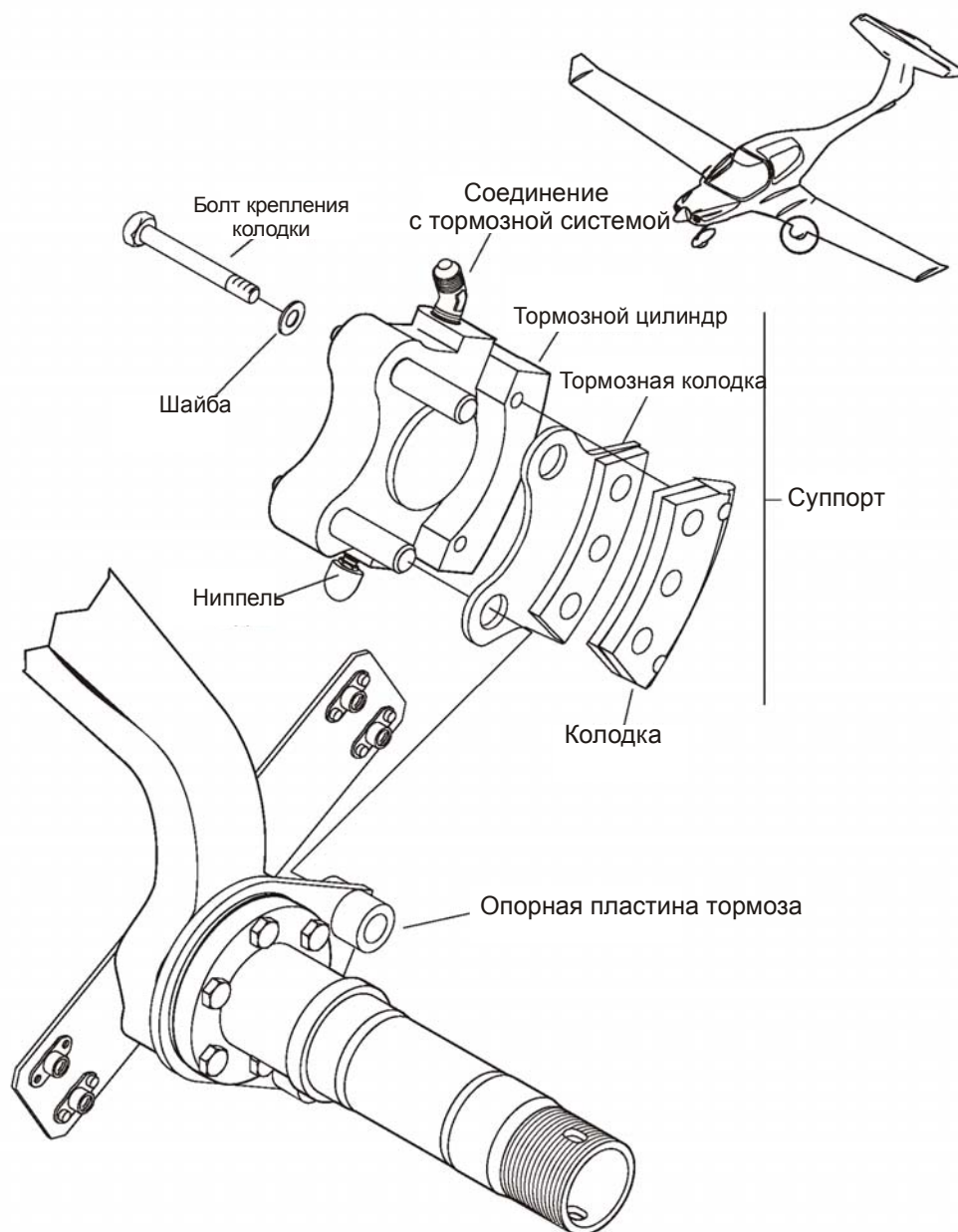


Рисунок 4. Тормоз колеса

Страница намеренно оставлена пустой

Поиск и устранение неисправностей

1. Общие сведения

В данном подразделе приводятся сведения о поиске и устранении неисправностей колес и тормозной системы.

Неисправность	Возможная причина	Способ устранения
Чрезмерный износ пневматика.	Нарушено схождение. Неправильное давление в пневматиках.	Отрегулировать схождение. См. подраздел 32-10. Отрегулировать давление в пневматиках.
Чрезмерный осевой люфт колеса.	Неправильная регулировка колеса основной опоры. Неисправен подшипник колеса.	Отрегулировать колесо основной опоры. Заменить подшипник колеса.
Деформирован тормозной диск.	Чрезмерное усилие при торможении. Грубая посадка.	Заменить тормозной диск.
При нажатии на педали с обычным усилием тормоза не удерживают на месте самолет с работающим двигателем.	Низкий уровень тормозной жидкости. Попадание воздуха в тормозную систему. Неисправен главный цилиндр. Неисправен суппорт. Изношены фрикционные накладки. Утечка из соединения.	Заправить систему тормозной жидкостью. Прокачать тормозную систему для удаления воздуха. Заменить главный цилиндр и прокачать тормозную систему для удаления воздуха. Заменить суппорт и прокачать тормозную систему для удаления воздуха. Заменить фрикционные накладки и прокачать тормозную систему для удаления воздуха. Затянуть (или заменить) соединение и прокачать тормозную систему для удаления воздуха.

Страница намеренно оставлена пустой

Порядок технического обслуживания

1. Общие сведения

В данном подразделе описывается порядок демонтажа и установки элементов, а также притирки фрикционных накладок. Указания по ремонту других элементов в условиях ремонтного предприятия см. в руководствах изготовителей элементов (Cleveland/Parker Hannifin Corporation).

2. Демонтаж/установка колеса основной опоры шасси

А. Оборудование

Наименование	Количество	Шифр
Самолетные подъемники.	3	Серийная продукция.

В. Демонтаж колеса основной опоры

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Произвести вывешивание самолета.	См. подраздел 07-10.
(2)	Снять обтекатель колеса: – Убрать внешний болт. – Вывинтить 4 винта с внутренней стороны.	
(3)	Снять с суппорта тормозную колодку.	Срезать контрольную проволоку.
(4)	Вывинтить стопорный болт из гайки полуоси.	
(5)	Снять гайку полуоси.	
(6)	Снять колесо с полуоси.	

С. Установка колеса основной опоры

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Нанести на полуось в месте установки подшипников колеса небольшое количество консистентной смазки.	Использовать консистентную смазку MIL-G-3545.
(2)	Установить колесо на полуось.	Убедиться, что суппорт тормоза правильно установлен на опорную пластину.
Примечание: При затягивании гайки полуоси вращать колесо рукой. Это позволит удалить смазку (которая может разъединить подшипники) и зазубрины, которые в дальнейшем могут привести к возникновению чрезмерного люфта подшипника колеса.		
(3)	Установить и затянуть гайку полуоси.	Затянуть рукой.
(4)	Слегка ослабить гайку полуоси (только до расфиксации гайки).	
(5)	Затянуть гайку полуоси.	Рукой.
(6)	Ослабить гайку полуоси так, чтобы одно из 2 отверстий в полуоси совпало с гайкой.	
(7)	Установить стопорный болт, шайбу и самоконтрящуюся гайку и затянуть соединение.	Не ослаблять гайку более чем на 30° (половина грани).
(8)	Измерить осевой люфт барабана.	При правильной регулировке величина осевого люфта должна находиться в пределах 0,025 - 0,125 мм (0,001 - 0,005 дюйма).
(9)	Опустить самолет на подъемниках.	См. подраздел 07-10.

3. Демонтаж/установка колеса носовой опоры шасси

А. Оборудование

Наименование	Количество	Шифр
Опора с мягкими накладками.	1	Серийная продукция.
Грузы и ремень.	1	Серийная продукция.

В. Демонтаж колеса носовой опоры шасси

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	<p>Снять обтекатель колеса:</p> <ul style="list-style-type: none"> – Вывинтить 6 винтов крепления левой половины обтекателя к правой половине. – Вывинтить 2 левых и 2 правых винта крепления. – Снять обтекатель. 	
(2)	Установив на хвостовую часть фюзеляжа грузы, зафиксировать самолет в положении с поднятым колесом носовой опоры шасси.	Н а весить на хвостовую часть фюзеляжа грузы на ремне.
(3)	Установить опору с мягкими накладками под фюзеляж сразу за узлом крепления носовой опоры шасси.	
(4)	<p>Отвинтить и убрать болт оси:</p> <ul style="list-style-type: none"> – Убрать шплинт из гайки оси. – Отвинтить и убрать гайку оси с шайбой. – Убрать болт оси с шайбой. 	
(5)	Снять колесо с вилки.	

С. Установка колеса носовой опоры шасси

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Установить колесо в вилку.	
(2)	Установить болт оси: <ul style="list-style-type: none"> – Установить на болт оси шайбу. – Установить болт оси на место в отверстие оси. – Установить на болт оси вторую шайбу. – Установить гайку оси и затянуть ее рукой. – При затягивании гайки оси (рукой, не пользоваться инструментами!) медленно вращать колесо. – Повернуть гайку оси против часовой стрелки так, чтобы следующее отверстие под шплинт совпало с этой гайкой. – Установить шплинт. 	Покрыть тело болта ингибитором коррозии Mastinox 6856K или LPS-3. Удалить ингибитор с резьбы. Для посадки конического подшипника колеса.
(3)	Провернуть колесо носовой опоры. Убедиться, что колпачок золотника клапана не задевает за вилку.	Минимальная ширина зазора 2 мм (0,08 дюйма).
(4)	Убрать опору из-под носовой части фюзеляжа.	
(5)	Опустить колесо носовой опоры шасси на землю.	Снять грузы с хвостовой части фюзеляжа.
(6)	Установить обтекатель колеса: <ul style="list-style-type: none"> – Установить на место 2 половины. – Установить и затянуть 2 левых и 2 правых винта крепления. – Установить и затянуть 6 винтов крепления половин обтекателя друг к другу. 	

4. Демонтаж/установка главного тормозного цилиндра**А. Демонтаж главного тормозного цилиндра**

	Операции	Примечания/Ссылки
ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: НЕ ДОПУСКАТЬ ПОПАДАНИЯ ТОРМОЗНОЙ ЖИДКОСТИ НА КОЖУ. ПОПАДАНИЕ ТОРМОЗНОЙ ЖИДКОСТИ НА КОЖУ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К РАЗВИТИЮ КОЖНЫХ ЗАБОЛЕВАНИЙ. ВНИМАНИЕ: РАЗЛИТУЮ ТОРМОЗНУЮ ЖИДКОСТЬ НЕМЕДЛЕННО СМЫВАТЬ. ТОРМОЗНАЯ ЖИДКОСТЬ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ПОВРЕЖДЕНИЮ ЛАКОКРАСОЧНЫХ ПОКРЫТИЙ И ДРУГИХ МАТЕРИАЛОВ.		
(1)	Отсоединить тормозную трубку (трубки) от главного тормозного цилиндра.	Собрать тормозную жидкость в емкость. Отверстия всех соединений закрыть заглушками. См. рисунок 3.
(2)	Убрать ось верхнего шарнира. <ul style="list-style-type: none">– Убрать шплинт.– Снять шайбу.– Убрать ось.	
(3)	Вывести из зацепления ось нижнего шарнира. <ul style="list-style-type: none">– Убрать шплинт.– Снять шайбу.– Сдвинуть главный цилиндр вбок и вывести его из зацепления с осью.	
(4)	Подняв главный цилиндр, снять его с узла педалей управления рулем направления.	

В. Установка главного тормозного цилиндра

	Операции	Примечания/Ссылки
ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: НЕ ДОПУСКАТЬ ПОПАДАНИЯ ТОРМОЗНОЙ ЖИДКОСТИ НА КОЖУ. ПОПАДАНИЕ ТОРМОЗНОЙ ЖИДКОСТИ НА КОЖУ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К РАЗВИТИЮ КОЖНЫХ ЗАБОЛЕВАНИЙ. ВНИМАНИЕ: РАЗЛИТУЮ ТОРМОЗНУЮ ЖИДКОСТЬ НЕМЕДЛЕННО СМЫВАТЬ. ТОРМОЗНАЯ ЖИДКОСТЬ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ПОВРЕЖДЕНИЮ ЛАКОКРАСОЧНЫХ ПОКРЫТИЙ И ДРУГИХ МАТЕРИАЛОВ.		
(1)	Установить главный цилиндр на место на ось нижнего шарнира.	См. рисунок 3.
(2)	Закрепить главный цилиндр на оси нижнего шарнира: <ul style="list-style-type: none"> – Установить шайбу. – Установить шплинт. 	Использовать новый шплинт.
(3)	Установить ось верхнего шарнира: <ul style="list-style-type: none"> – Установить ось. – Установить шайбу. – Установить шплинт. 	Использовать новый шплинт.
(4)	Присоединить тормозную трубку (трубки) к главному тормозному цилиндру.	
(5)	Прокачать тормозную систему для удаления воздуха.	См. п. 7.
(6)	Выполнить функциональную проверку тормозной системы.	

5. Демонтаж/установка тормозного цилиндра

А. Демонтаж тормозного цилиндра

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Вывинтить и убрать 2 болта крепления колодки. Снять колодку.	См. рисунок 4. Срезать контровочную проволоку.
<p>ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: НЕ ДОПУСКАТЬ ПОПАДАНИЯ ТОРМОЗНОЙ ЖИДКОСТИ НА КОЖУ. ПОПАДАНИЕ ТОРМОЗНОЙ ЖИДКОСТИ НА КОЖУ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К РАЗВИТИЮ КОЖНЫХ ЗАБОЛЕВАНИЙ.</p> <p>ВНИМАНИЕ: РАЗЛИТУЮ ТОРМОЗНУЮ ЖИДКОСТЬ НЕМЕДЛЕННО СМЫВАТЬ. ТОРМОЗНАЯ ЖИДКОСТЬ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ПОВРЕЖДЕНИЮ ЛАКОКРАСОЧНЫХ ПОКРЫТИЙ И ДРУГИХ МАТЕРИАЛОВ.</p>		
(2)	Отсоединить от тормозного цилиндра тормозную трубку.	Собрать тормозную жидкость в емкость. Отверстия всех соединений закрыть заглушками.
(3)	Снять тормозную колодку и тормозной цилиндр с опорной пластины.	

В. Установка тормозного цилиндра

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Установить тормозной цилиндр и тормозную колодку на место на опорной пластине.	Покрыть установочные штифты противозадирной смазкой Loctite 767, Loctite 8009 или аналогичной.
(2)	Присоединить тормозную трубку к тормозному цилиндру.	
(3)	Установить колодку на место на тормозном цилиндре.	
(4)	Установить и затянуть 2 болта крепления колодки.	Усилие затяжки: 8,5 - 9 Нм (75 - 80 фунт-с-дюйм).
(5)	Законтрить болты контровочной проволокой.	
(6)	Прокачать тормозную систему для удаления воздуха.	См. п. 7.
(7)	Выполнить функциональную проверку тормозной системы.	

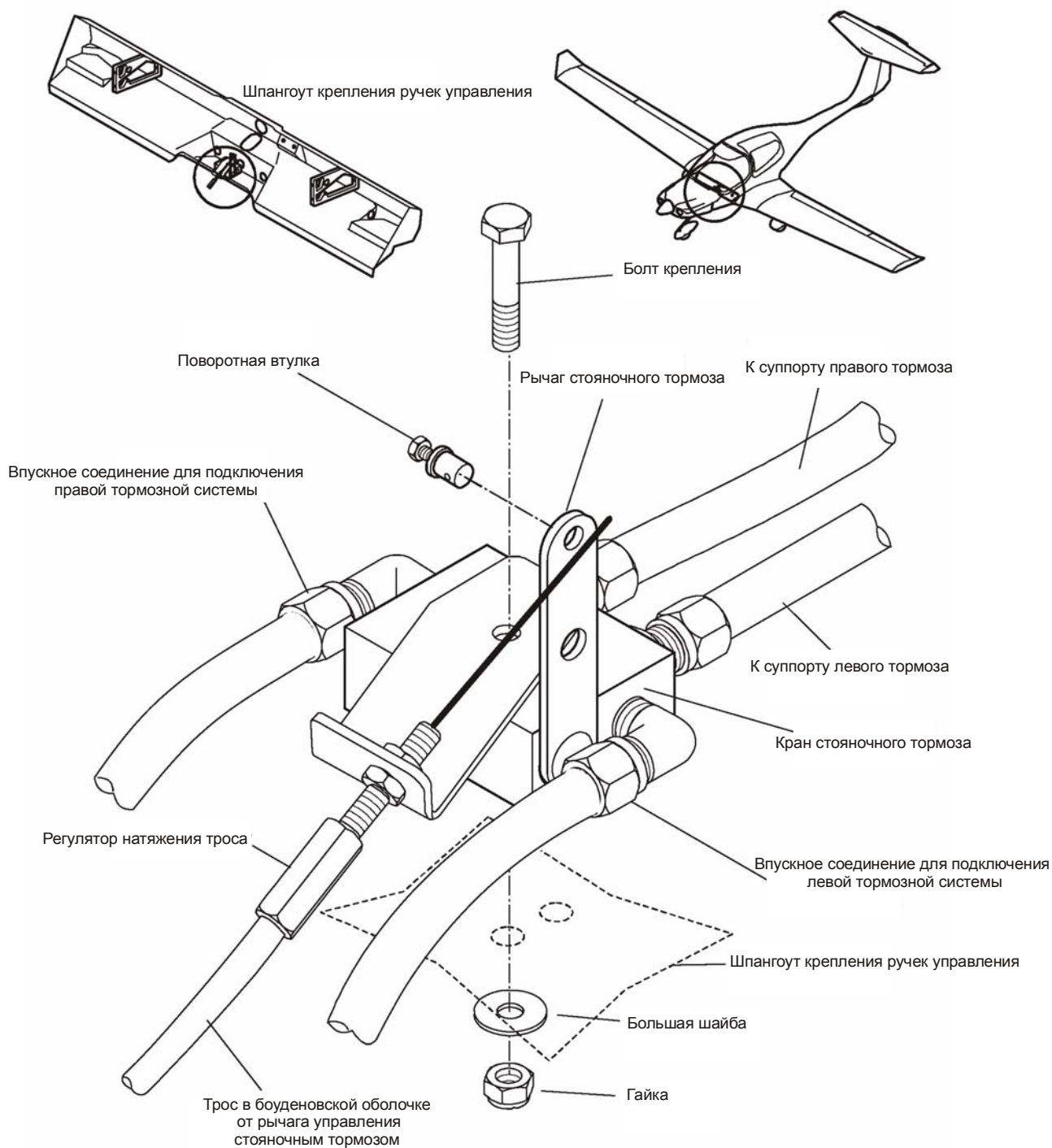


Рисунок 5. Установка крана стояночного тормоза

6. Демонтаж/установка крана стояночного тормоза

А. Демонтаж крана стояночного тормоза

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Снять кресла пилотов.	См. подраздел 25-10.
<p>ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: НЕ ДОПУСКАТЬ ПОПАДАНИЯ ТОРМОЗНОЙ ЖИДКОСТИ НА КОЖУ. ПОПАДАНИЕ ТОРМОЗНОЙ ЖИДКОСТИ НА КОЖУ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К РАЗВИТИЮ КОЖНЫХ ЗАБОЛЕВАНИЙ.</p> <p>ВНИМАНИЕ: РАЗЛИТУЮ ТОРМОЗНУЮ ЖИДКОСТЬ НЕМЕДЛЕННО СМЫВАТЬ. ТОРМОЗНАЯ ЖИДКОСТЬ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ПОВРЕЖДЕНИЮ ЛАКОКРАСОЧНЫХ ПОКРЫТИЙ И ДРУГИХ МАТЕРИАЛОВ.</p>		
(2)	<p>Отсоединить трос в боденовской оболочке:</p> <ul style="list-style-type: none"> – Ослабить винт поворотной втулки. – Отсоединить центральную жилу от поворотной втулки. 	<p>См. рисунок 5.</p> <p>В нижней части шпангоута крепления ручек управления.</p>
(3)	Отсоединить от крана стояночного тормоза 4 тормозных трубки.	<p>Собрать тормозную жидкость в емкость.</p> <p>Отверстия всех соединений закрыть заглушками.</p>
(4)	Отвинтить и убрать 2 гайки и болта крепления крана к кронштейну вместе с шайбами.	
(5)	Отсоединить кран от троса и кронштейна.	
(6)	Снять кран с самолета.	

В. Установка крана стояночного тормоза

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Установить кран стояночного тормоза на место.	В нижней части шпангоута крепления ручек управления. См. рисунок 5.
(2)	Установить и затянуть 2 гайки и болта крепления крана вместе с шайбами.	Убедиться, что кронштейн троса в боденовской оболочке установлен правильно.
(3)	Присоединить к крану стояночного тормоза 4 тормозных трубки.	
(4)	Продеть центральную жилу троса в боденовской оболочке в отверстие поворотной втулки на рычаге крана тормоза. Затянуть винт.	
(5)	Прокачать тормозную систему для удаления воздуха.	См. п. 7.
(6)	Выполнить проверку работы стояночного тормоза. <ul style="list-style-type: none">– Затянуть стояночный тормоз (положение LOCK (затянут)).– Подкачать жидкость многократным нажатием на тормозные педали.– Колеса должны оставаться заторможенными.– Отпустить стояночный тормоз (положение RELEASE (отпущен)).– Колеса должны растормозиться.	
(7)	Установить кресла пилотов.	См. подраздел 25-10.

7. Прокачка тормозной системы для удаления воздуха

А. Оборудование

Наименование	Количество	Шифр
Оборудование для прокачки гидросистемы с тормозной жидкостью MIL-H-5606A.	1	Серийная продукция.
Прозрачная переливная трубка и емкость.	1	Серийная продукция.

В. Порядок прокачки

Описан порядок прокачки тормозной системы одной стороны самолета (левой или правой). При необходимости следует повторить процедуру для второй тормозной системы (правой или левой).

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Очистить поверхность бака тормозной жидкости в районе крышки.	На узле педалей управления рулем направления второго пилота. См. рисунок 3.
(2)	Снять крышку.	
<p>ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: НЕ ДОПУСКАТЬ ПОПАДАНИЯ ТОРМОЗНОЙ ЖИДКОСТИ НА КОЖУ. ПОПАДАНИЕ ТОРМОЗНОЙ ЖИДКОСТИ НА КОЖУ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К РАЗВИТИЮ КОЖНЫХ ЗАБОЛЕВАНИЙ.</p> <p>ВНИМАНИЕ: РАЗЛИТУЮ ТОРМОЗНУЮ ЖИДКОСТЬ НЕМЕДЛЕННО СМЫВАТЬ. ТОРМОЗНАЯ ЖИДКОСТЬ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ПОВРЕЖДЕНИЮ ЛАКОКРАСОЧНЫХ ПОКРЫТИЙ И ДРУГИХ МАТЕРИАЛОВ.</p>		
(3)	Присоединить прозрачную переливную трубку к баку.	Опустить свободный конец трубки в емкость.
(4)	Очистить поверхность вокруг ниппеля под тормозным цилиндром.	См. рисунок 4.
(5)	Присоединить оборудование для прокачки к ниппелю под тормозным цилиндром.	Использовать только тормозную жидкость MIL-H-5606A.
(6)	Открыть ниппель приблизительно на 1/2 оборота — 1 оборот.	
(7)	Заполнить тормозную систему, пользуясь оборудованием для прокачки.	Следить за пузырьками воздуха в жидкости, вытекающей из бака.
(8)	10—20 раз затянуть и отпустить стояночный тормоз для удаления воздуха из системы.	Продолжать прокачку до полного пропадания пузырьков воздуха из системы.

	Операции	Примечания/Ссылки
(9)	Многokrатно нажать на тормозные педали на месте первого пилота для удаления воздуха из системы.	Продолжать прокачку до полного пропадания пузырьков воздуха из системы.
(10)	Многokrатно нажать на тормозные педали на месте второго пилота для удаления воздуха из системы.	Продолжать прокачку до полного пропадания пузырьков воздуха из системы.
(11)	Отсоединить оборудование для прокачки. Закрyть ниппель и установить защитный колпачок.	
(12)	Отсоединить переливную трубку и убрать емкость.	
(13)	Измерить уровень жидкости в баке. При необходимости долить или слить жидкость.	Уровень жидкости должен находиться на 12 мм (0,5 дюйма) ниже верха заливного отверстия. Если уровень жидкости более чем на 25 мм (1 дюйм) ниже верха заливного отверстия, долить жидкость до необходимого уровня. См. рисунок 2.
(14)	Установить крышку бака.	
(15)	Выполнить функциональную проверку тормозной системы.	

8. Притирка фрикционных накладок

Фрикционные накладки изготовлены из органического материала, не содержащего асбеста. Новые фрикционные накладки необходимо притереть. В процессе притирки на поверхности накладок образуется тонкий гладкий слой, который при обычном пользовании тормозами сохраняется на протяжении всего срока службы накладок.

При недостаточно сильном торможении возможно стирание гладкого слоя; эффективность торможения при этом снижается. В случае стирания гладкого слоя процесс притирки необходимо выполнить заново.

	Операции	Примечания/Ссылки
<p>ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: ВЫПОЛНЯТЬ РУЛЕНИЕ МОЖЕТ ТОЛЬКО ПЕРСОНАЛ, ПРОШЕДШИЙ НЕОБХОДИМОЕ ОБУЧЕНИЕ И ИМЕЮЩИЙ СООТВЕТСТВУЮЩИЙ ДОПУСК, ВЫДАННЫЙ НАЦИОНАЛЬНЫМИ ОРГАНАМИ КОНТРОЛЯ ЛЕТНОЙ ГОДНОСТИ.</p> <p>ВНИМАНИЕ: ПРИ РУЛЕНИИ САМОЛЕТА НЕОБХОДИМО ПРАВИЛЬНО ПОЛЬЗОВАТЬСЯ ТОРМОЗАМИ. В СЛУЧАЕ ОТКАЗА ТОРМОЗОВ ДОЛЖНА ОБЕСПЕЧИВАТЬСЯ ВОЗМОЖНОСТЬ ОСТАНОВКИ САМОЛЕТА БЕЗ НАЕЗДА НА ЛЮДЕЙ, ОБОРУДОВАНИЕ И ДРУГИЕ ПРЕПЯТСТВИЯ.</p>		
(1)	Выполнить руление на расстояние 1500 футов, поддерживая частоту вращения 1700 об/мин.	При помощи тормозов выдерживать скорость 5 - 10 миль/ч (8 - 16 км/ч).
(2)	Дождаться охлаждения тормозов в течение 10 - 15 минут.	
(3)	Привести в действие тормоза. Установить высокие обороты двигателя.	Тормоза должны удерживать самолет на месте при нажатии на педали с обычным усилием.
(4)	Если тормоза не удерживают самолет на месте, повторить операции 1 - 3 необходимое количество раз.	

Страница намеренно оставлена пустой

РАЗДЕЛ 33

СВЕТОТЕХНИЧЕСКОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

Страница намеренно оставлена пустой

СОДЕРЖАНИЕ

РАЗДЕЛ 33 СВЕТОТЕХНИЧЕСКОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

- 1. Общие сведения 1
- 2. Описание 1

Подраздел 33-10

Светотехническое оборудование кабины

- 1. Общие сведения 1
- 2. Описание 1

Поиск и устранение неисправностей

- 1. Общие сведения 101

Порядок технического обслуживания

- 1. Общие сведения 201
- 2. Демонтаж/установка лампы индивидуального освещения..... 201
- 3. Замена лампы накаливания в лампе индивидуального освещения..... 202
- 4. Демонтаж/установка регулятора яркости..... 202

Подраздел 33-40

Внешнее светотехническое оборудование

- 1. Общие сведения 1
- 2. Описание 1

Поиск и устранение неисправностей

- 1. Общие сведения 101

Порядок технического обслуживания

1.	Общие сведения	201
2.	Демонтаж/установка рулевой фары	201
3.	Демонтаж/установка посадочной фары	203
4.	Замена лампы комбинированного крыльцевого огня	205
5.	Демонтаж/установка комбинированного крыльцевого огня.....	207
6.	Демонтаж/установка блока питания проблескового огня в законцовке крыла.....	209

РАЗДЕЛ 33

СВЕТОТЕХНИЧЕСКОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

1. Общие сведения

В данном разделе приводится описание осветительного оборудования кабины и внешнего светотехнического оборудования самолета DA 40 NG. Информация об осветительном оборудовании кабины приводится в подразделе 33-10, о внешнем светотехническом оборудовании — в подразделе 33-40.

Примечание: Перечень оборудования, сертифицированного для установки на самолете DA 40 NG, приведен в разделе 6.5 Руководства по летной эксплуатации. Установка такого оборудования возможна и должна производиться в соответствии с Руководством по техническому обслуживанию самолета.

Для обозначения всего оборудования, не вошедшего в перечень в разделе 6.5 Руководства по летной эксплуатации, используется термин «Дополнительное оборудование». Установка Дополнительного оборудования является модификацией и должна осуществляться в соответствии с действующими национальными правилами или Эксплуатационным бюллетенем.

2. Описание

Расположение светотехнического оборудования показано на рисунке 1. В кабине самолета DA 40 NG установлено следующее светотехническое оборудование:

- Лампы индивидуального освещения.
- Освещение приборов.
- Заливающее освещение главной приборной панели.

Некоторое бортовое радиоэлектронное оборудование оснащено подсветкой. Информацию об оборудовании самолета см. в соответствующих подразделах и руководствах изготовителей оборудования. Совмещенные выключатели/регуляторы яркости заливающего освещения главной приборной панели и подсветки приборов расположены в верхнем левом углу главной приборной панели.

На законцовке каждого крыла самолета DA 40 NG установлены следующие огни (в одном комбинированном блоке):

- Левый и правый аэронавигационные огни. Расположены в передней части огня и закрыты красным (с левой стороны) или зеленым (с правой стороны) колпаком. Эти огни видны только спереди и сбоку.
- Задние аэронавигационные огни. Расположены в задней части каждого комбинированного крыльевого огня и закрыты бесцветными колпаками. Эти огни видны только сзади.
- Проблесковый огонь. Расположены в средней части каждого комбинированного крыльевого огня и закрыты бесцветными колпаками. Эти огни формируют вспышки высокой интенсивности. Проблесковые огни видны со всех направлений. Для питания каждого проблескового огня в законцовке крыла установлен отдельный блок питания.

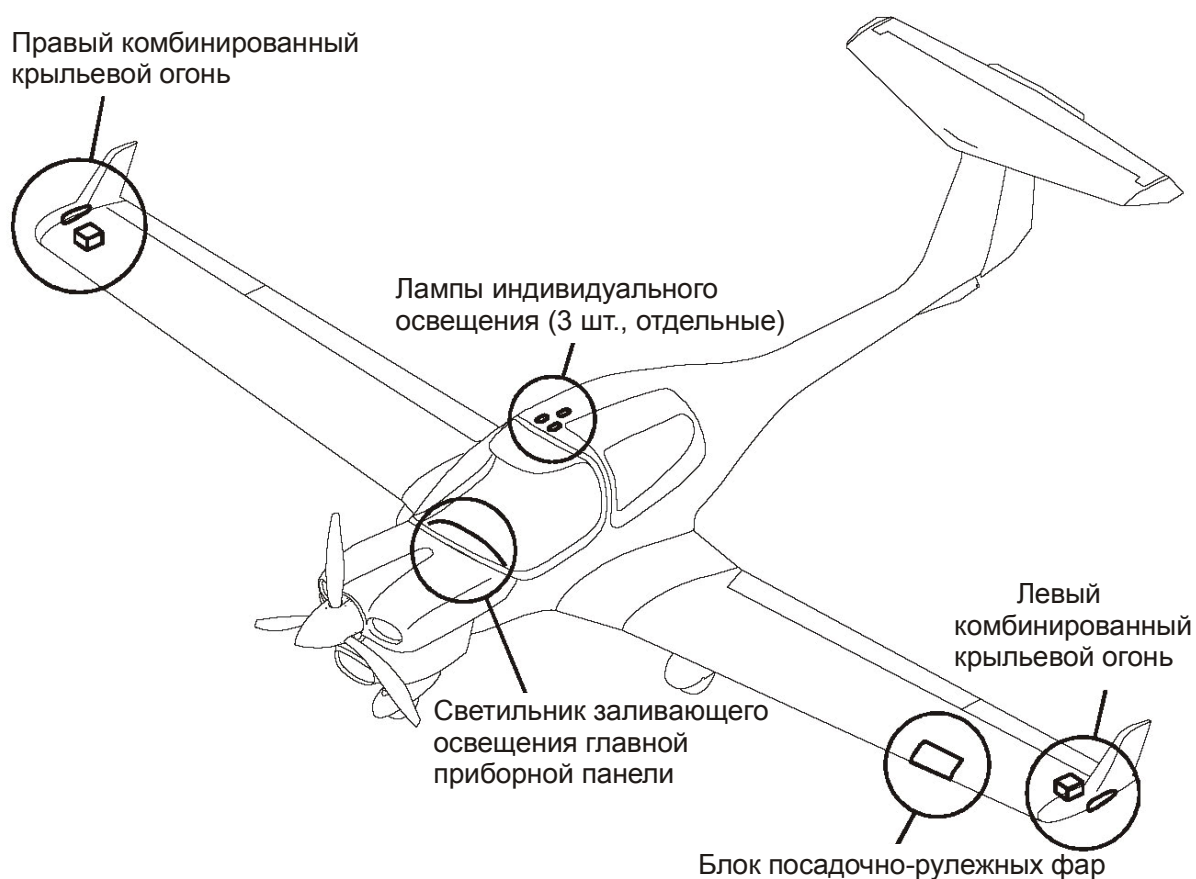


Рисунок 1. Светотехническое оборудование кабины и внешнее светотехническое оборудование

В передней кромке левого крыла самолета DA 40 NG, в его внешней части установлены следующие огни (в одном корпусе):

- Посадочная фара. Установлена с внутренней стороны корпуса. Посадочная фара закрыта бесцветным колпаком и оснащена лампой мощностью 35 Вт.
- Рулежная фара. Установлена с внешней стороны корпуса. Рулежная фара закрыта оптической линзой и оснащена лампой мощностью 35 Вт.

Выключатели управления всем внешним светотехническим оборудованием расположены в нижней левой части главной приборной панели.

Страница намеренно оставлена пустой

Подраздел 33-10

Светотехническое оборудование кабины

1. Общие сведения

В данном подразделе приводится информация о светотехническом оборудовании кабины самолета DA 40 NG. Монтажные схемы см. в разделе 92.

2. Описание

В кабине самолета DA 40 NG установлено следующее светотехническое оборудование:

- Лампы индивидуального освещения.
- Заливающее освещение главной приборной панели.
- Освещение приборов.

Некоторое бортовое радиоэлектронное оборудование оснащено подсветкой. Информацию об оборудовании самолета см. в соответствующих подразделах и руководствах изготовителей оборудования. Совмещенные выключатели/регуляторы яркости заливающего освещения главной приборной панели и подсветки приборов расположены в верхнем левом углу главной приборной панели.

A. Лампы индивидуального освещения

Лампы индивидуального освещения расположены на потолке кабины. Две передние лампы направлены на кресла пилотов, задняя лампа направлена на пассажирское кресло. Каждая лампа индивидуального освещения оснащена встроенным выключателем и лампой направленного света. Защита системы обеспечивается предохранителем, расположенным с правой стороны главной приборной панели.

B. Заливающее освещение главной приборной панели

Заливающее освещение главной приборной панели обеспечивается светильником с подкладкой из фольги, питание которого осуществляется напряжением 115 В переменного тока. Яркость светильника регулируется регулятором яркости, расположенным в левой части главной приборной панели. Выключение заливающего освещения производится поворотом регулятора яркости против часовой стрелки до упора. Включение и регулирование яркости заливающего освещения производятся поворотом регулятора яркости по часовой стрелке. Светильник приклеен к нижней стороне противобликовой панели двусторонней клеейкой лентой. Питание системы напряжением 115 В переменного тока обеспечивается полупроводниковым инвертором. Защита системы обеспечивается предохранителем, расположенным с правой стороны главной приборной панели.

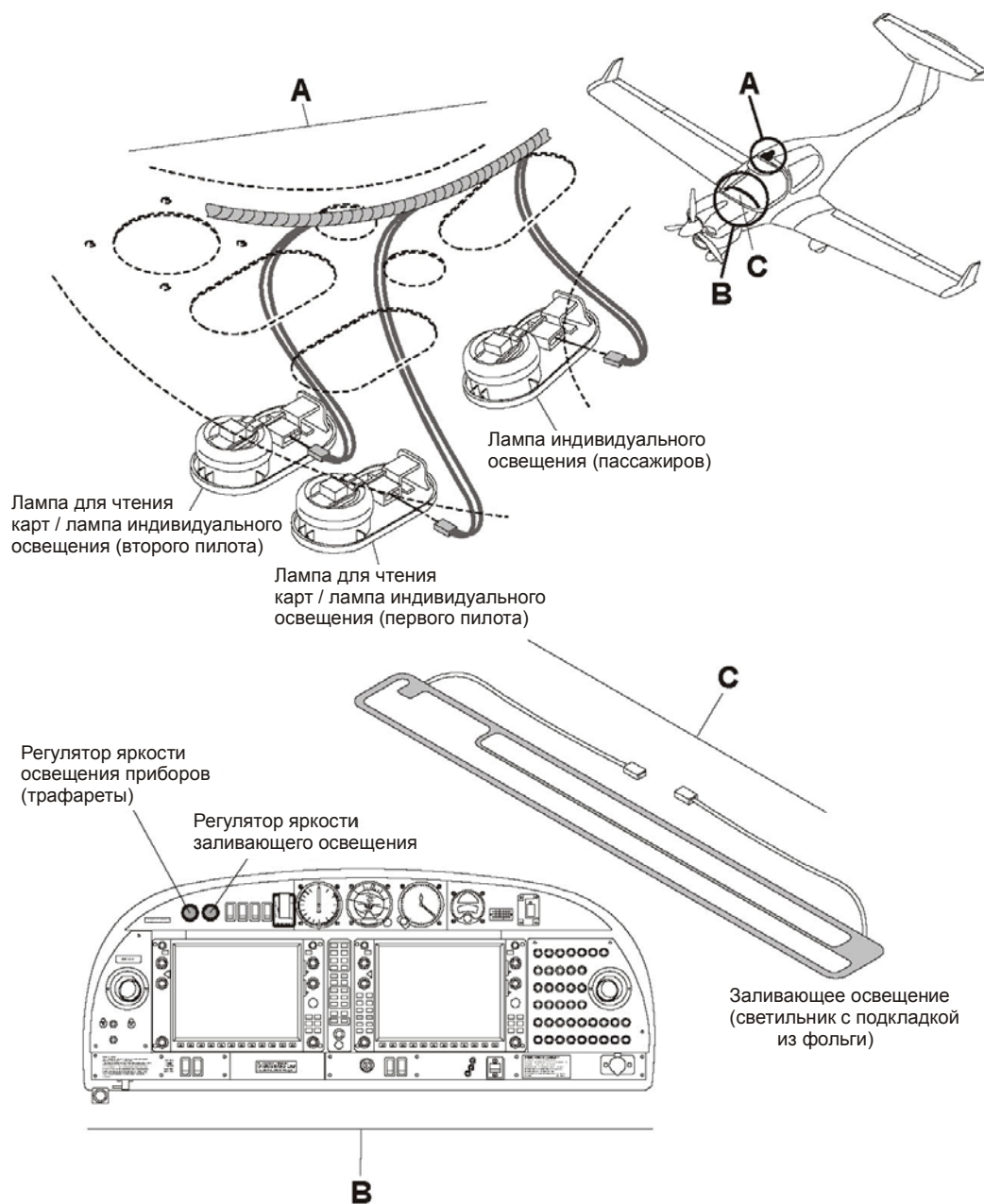


Рисунок 1. Светотехническое оборудование кабины

С. Подсветка приборов

Яркость подсветки приборов регулируется регулятором яркости, расположенным в левой части главной приборной панели. Выключение подсветки приборов производится поворотом регулятора яркости против часовой стрелки до упора. Включение и регулирование яркости подсветки приборов производятся поворотом регулятора яркости по часовой стрелке. Защита системы обеспечивается предохранителем, расположенным с правой стороны главной приборной панели.

Страница намеренно оставлена пустой

Поиск и устранение неисправностей

1. Общие сведения

В следующей таблице перечисляются возможные неисправности светотехнического оборудования кабины. При обнаружении неисправности, указанной в столбце «Неисправность», определить ее причину в столбце «Возможная причина» и выполнить действия по устранению неисправности, описанные в столбце «Способ устранения».

Неисправность	Возможная причина	Способ устранения
Не работает одна из ламп индивидуального освещения.	Неисправна лампа. Неисправен светильник.	Заменить лампу. Заменить светильник.
Неправильно работает заливающее освещение главной приборной панели.	Разомкнут предохранитель. Неисправен регулятор яркости. Неисправен полупроводниковый инвертор. Неисправен светильник. Неисправна проводка.	Замкнуть предохранитель. Заменить регулятор яркости. Заменить полупроводниковый инвертор. Заменить светильник. Проверить проводку на обрыв. Отремонтировать или заменить неисправную проводку. Монтажные схемы см. в разделе 92.
Неправильно работает подсветка приборов.	Неисправна лампа (лампы). Разомкнут предохранитель. Неисправен регулятор яркости. Неисправна проводка.	Заменить лампу (лампы). Замкнуть предохранитель. Заменить регулятор яркости. Проверить проводку на обрыв. Отремонтировать или заменить неисправную проводку. Монтажные схемы см. в разделе 92.

Страница намеренно оставлена пустой

Порядок технического обслуживания

1. Общие сведения

В данном подразделе описывается порядок демонтажа и установки основных элементов светотехнического оборудования кабины. Монтажные схемы см. в разделе 92.

2. Демонтаж/установка лампы индивидуального освещения

А. Демонтаж лампы индивидуального освещения

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Вытянуть предохранитель ламп индивидуального освещения.	С правой стороны на главной приборной панели.
(2)	<p>Снять лампу индивидуального освещения:</p> <ul style="list-style-type: none"> – Снять пружинную скобу крепления светильника. – Снять светильник с потолка кабины, опустив его, и отсоединить от него электропровод. – Снять светильник с самолета. 	<p>Удерживать лампу индивидуального освещения. Со стороны выключателя.</p> <p>Линейный разъем.</p>

В. Установка лампы индивидуального освещения

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Установить лампу индивидуального освещения на место в кабине.	Удерживать лампу индивидуального освещения.
(2)	Присоединить к светильнику электропровод.	Линейный разъем.
(3)	Установить светильник на место. При этом сначала установить сторону лампы, затем установить сторону выключателя и нажать на нее до защелкивания пружинной скобы.	Убедиться, что светильник установлен правильно, а пружинная скоба надежно зафиксирована.

3. Замена лампы накаливания в лампе индивидуального освещения

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Снять лампу индивидуального освещения.	См. п. 2А.
(2)	Снять патрон лампы с задней стороны светильника.	
(3)	Заменить лампу.	
(4)	Установить патрон лампы с задней стороны светильника.	
(5)	Установить лампу индивидуального освещения.	См. п. 2В.

4. Демонтаж/установка регулятора яркости

А. Демонтаж регулятора яркости

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Отсоединить батарею.	См. подраздел 24-31.
(2)	Снять крышку главной приборной панели.	См. подраздел 25-10.
(3)	Снять ручку с регулятора яркости, который необходимо демонтировать.	
(4)	Отсоединить электропровода с задней стороны регулятора яркости.	
(5)	Отвинтить и убрать гайку и шайбу с передней стороны регулятора яркости.	
(6)	Сдвинуть регулятор яркости вперед и снять его с главной приборной панели.	

В. Установка регулятора яркости

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Установить регулятор яркости на место в главной приборной панели.	
(2)	Установить шайбу, установить и навинтить гайку крепления регулятора яркости к главной приборной панели.	Убедиться, что регулятор яркости ориентирован правильно.
(3)	Присоединить электропровода с задней стороны регулятора яркости.	Монтажные схемы см. в разделе 92.
(4)	Установить ручку с передней стороны регулятора яркости.	
(5)	Установить крышку главной приборной панели.	См. подраздел 25-10.
(6)	Подключить аккумуляторную батарею самолета.	См. подраздел 24-31.
(7)	<p>Проверить работу регулятора яркости:</p> <ul style="list-style-type: none"> – Установить выключатель ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования) в положение ON (вкл.). – Повернуть регулятор яркости по часовой стрелке. – Повернуть регулятор яркости по часовой стрелке до упора. – Повернуть регулятор яркости против часовой стрелки до упора в положение OFF (выкл.). – Установить выключатель ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования) в положение OFF (выкл.). 	<p>Должна включиться соответствующая лампа (лампы).</p> <p>Яркость лампы (ламп) должна увеличиться.</p> <p>Лампа (лампы) должна выключиться.</p>

Страница намеренно оставлена пустой

Подраздел 33-40

Внешнее светотехническое оборудование

1. Общие сведения

В данном подразделе приводится описание внешнего светотехнического оборудования самолета DA 40 NG.

2. Описание

На законцовке каждого крыла самолета DA 40 NG установлены три огня в одном комбинированном блоке. В передней кромке левого крыла, в его внешней части установлены также посадочная и рулежная фара (в одном корпусе). Комбинированный крыльевой огонь показан на рисунке 1.

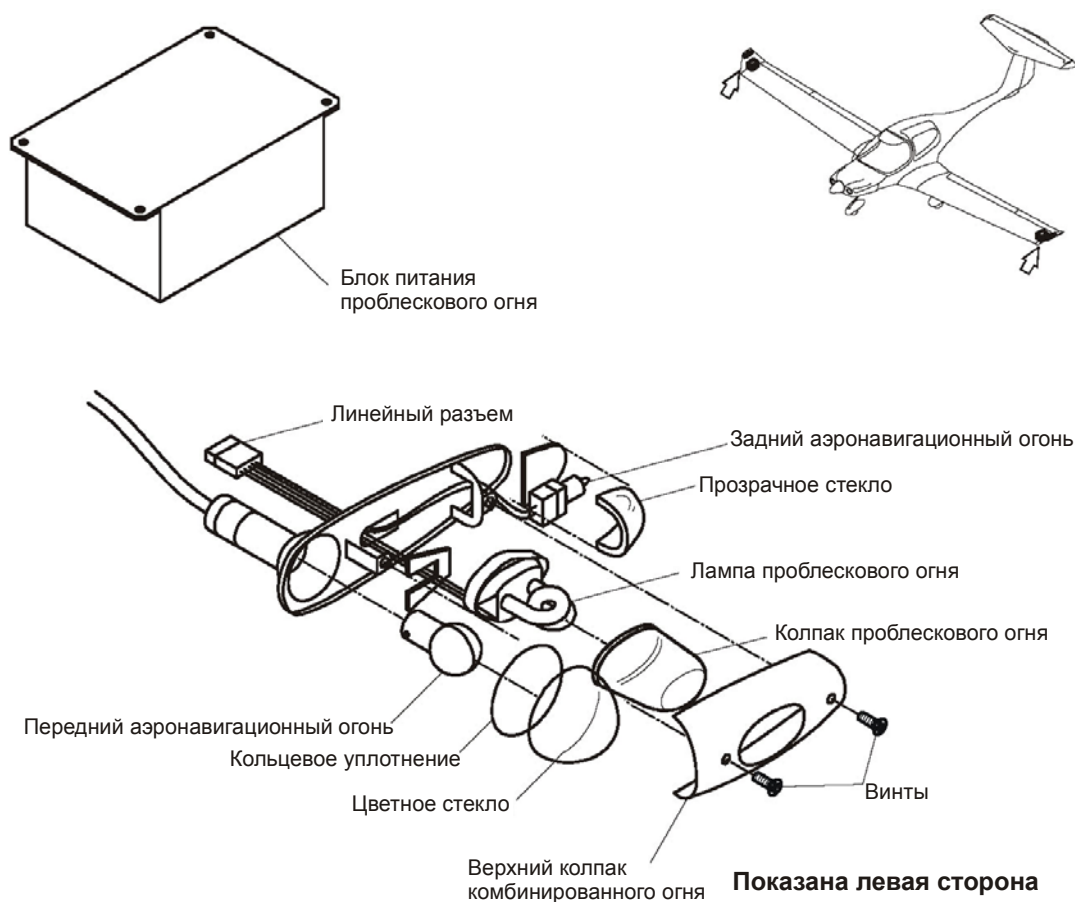


Рисунок 1. Комбинированный крыльевой огонь и блок питания проблескового огня

A. Аэронавигационные огни

На самолете DA 40 NG установлены левый и правый аэронавигационные огни. В передней части каждого комбинированного огня установлена красная (с левой стороны) или зеленая (с правой стороны) линза. Этот огонь виден только спереди и сбоку от самолета.

В состав комбинированного огня входит также задний аэронавигационный огонь, расположенный в задней части каждого комбинированного огня и закрытый бесцветным колпаком. Этот огонь виден только сзади от самолета.

Для включения и выключения аэронавигационных огней используется выключатель, расположенный в левой части главной приборной панели. Защита системы обеспечивается предохранителем.

B. Проблесковый огонь (проблесковый световой маяк)

В средней части каждого комбинированного огня установлен проблесковый огонь, закрытый бесцветным колпаком. Эти огни формируют вспышки высокой интенсивности, за которыми следуют повторные вспышки меньшей интенсивности. Двойные вспышки подаются с частотой около 50 раз в минуту. Проблесковые огни видны со всех сторон самолета.

Для питания каждого проблескового огня в законцовке крыла установлен отдельный блок питания. Для включения и выключения обоих проблесковых огней используется выключатель, расположенный в левой части главной приборной панели. Защита системы обеспечивается предохранителем.

Блок питания формирует электрические импульсы напряжением около 600 В. Импульс ионизирует газ, которым заполнена лампа проблескового огня, что приводит к образованию яркой вспышки. Сразу после основной вспышки формируется вторая вспышка меньшей интенсивности.

C. Посадочная фара

Посадочная фара расположена в корпусе в передней кромке левого крыла. Посадочная фара закрыта бесцветным колпаком и оснащена лампой мощностью 35 Вт. Установлена с внутренней стороны корпуса. Для включения и выключения фары используется выключатель, расположенный в левой части главной приборной панели. Защита системы обеспечивается предохранителем.

D. Рулежная фара

Рулежная фара расположена в корпусе в передней кромке левого крыла. Рулежная фара закрыта оптической линзой и оснащена лампой мощностью 35 Вт. Установлена с внешней стороны корпуса. Для включения и выключения фары используется выключатель, расположенный в левой части главной приборной панели. Защита системы обеспечивается предохранителем.

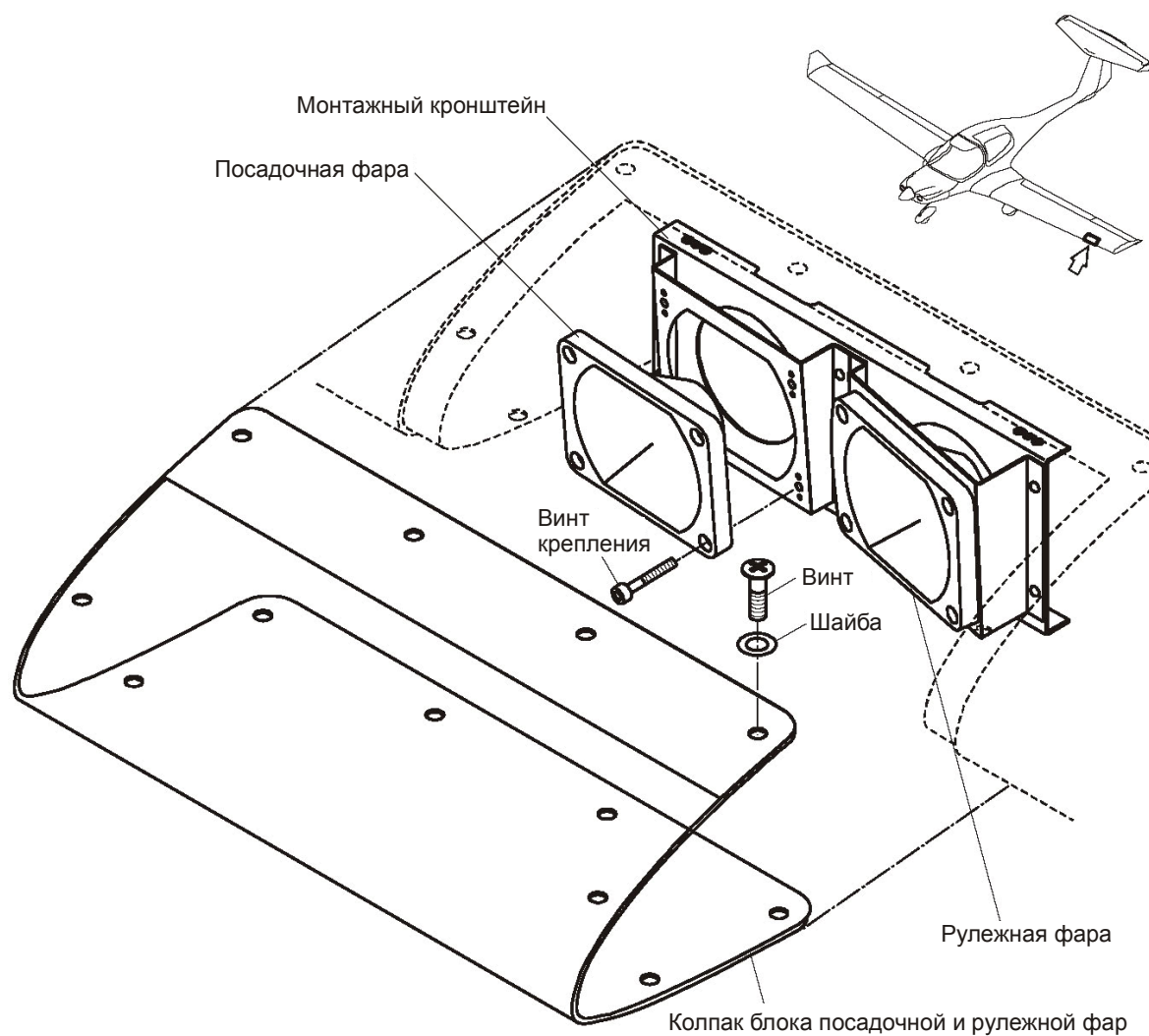


Рисунок 2. Установка посадочной и рулежной фар

Поиск и устранение неисправностей

1. Общие сведения

В следующей таблице перечисляются возможные неисправности внешнего светотехнического оборудования. При обнаружении неисправности, указанной в столбце «Неисправность», определить ее причину в столбце «Возможная причина» и выполнить действия по устранению неисправности, описанные в столбце «Способ устранения».

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: ЗАПРЕЩАЕТСЯ ВКЛЮЧАТЬ ПОСАДОЧНУЮ И РУЛЕЖНУЮ ФАРЫ ПРИ НАХОЖДЕНИИ ЛЮДЕЙ РЯДОМ С САМОЛЕТОМ. ЗАПРЕЩАЕТСЯ СМОТРЕТЬ НА ФАРЫ ВО ВРЕМЯ ИХ РАБОТЫ. СВЕТ ПРОБЛЕСКОВЫХ ОГНЕЙ, ПОСАДОЧНОЙ И РУЛЕЖНОЙ ФАР МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ЗАБОЛЕВАНИЯМ ГЛАЗ.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: ПОСЛЕ ВЫКЛЮЧЕНИЯ ПИТАНИЯ ДО ДЕМОНТАЖА КОЛПАКА ПОСАДОЧНОЙ/РУЛЕЖНОЙ ФАР ИЛИ ВЫПОЛНЕНИЯ РАБОТ С КАКИМ-ЛИБО СВЕТОТЕХНИЧЕСКИМ ОБОРУДОВАНИЕМ НЕОБХОДИМО ПОДОЖДАТЬ НЕ МЕНЕЕ ПЯТИ МИНУТ. БЛОКИ ПИТАНИЯ ЭТОГО ОБОРУДОВАНИЯ ФОРМИРУЮТ ВЫСОКОЕ НАПРЯЖЕНИЕ. ВЫСОКОЕ НАПРЯЖЕНИЕ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ТРАВМЕ ИЛИ СМЕРТИ.

Неисправность	Возможная причина	Способ устранения
Не работают оба аэронавигационных огня.	Разомкнут или неисправен предохранитель. Неисправен выключатель аэронавигационных огней. Неисправна проводка.	Замкнуть/заменить предохранитель. Заменить выключатель. Отремонтировать или заменить проводку. Монтажные схемы см. в разделе 92.
Не работает один аэронавигационный огонь.	Неисправна лампа. Неисправна проводка.	Заменить лампу. Отремонтировать или заменить проводку. Монтажные схемы см. в разделе 92.
Не работают оба проблесковых огня.	Разомкнут или неисправен предохранитель. Неисправен выключатель. Неисправна проводка.	Замкнуть/заменить предохранитель. Заменить выключатель. Отремонтировать или заменить проводку. Монтажные схемы см. в разделе 92.

Неисправность	Возможная причина	Способ устранения
Не работает один проблесковый огонь.	Неисправен блок питания. Неисправен проблесковый огонь. Неисправна проводка.	Заменить блок питания. Заменить проблесковый огонь. Отремонтировать или заменить проводку. Монтажные схемы см. в разделе 92.
Не работают проблесковый и аэронавигационный огни с одной стороны.	Разъединен разъем в корневой части крыла.	Присоединить разъем.
Не работает посадочная или рулежная фара.	Неисправна фара. Разомкнут или неисправен предохранитель. Неисправен выключатель посадочной или рулежной фары. Ослабло соединение фары. Неисправна проводка. Ослабло соединение фары.	Заменить светильник. Замкнуть/заменить предохранитель. Заменить соответствующий выключатель. Следить за правильностью присоединения разъема. Отремонтировать или заменить проводку. Монтажные схемы см. в разделе 92. Следить за правильностью присоединения разъема.

Порядок технического обслуживания

1. Общие сведения

В данном подразделе описывается порядок демонтажа и установки неисправных ламп, фар и огней, регулировки посадочной и рулевой фар; а также порядок демонтажа и установки элементов системы. Монтажные схемы см. в разделе 92.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: ЗАПРЕЩАЕТСЯ ВКЛЮЧАТЬ ПРОБЛЕСКОВЫЕ ОГНИ, ПОСАДОЧНУЮ И РУЛЕЖНУЮ ФАРЫ ПРИ НАХОЖДЕНИИ ЛЮДЕЙ РЯДОМ С САМОЛЕТОМ. ЗАПРЕЩАЕТСЯ СМОТРЕТЬ НА ОГНИ И ФАРЫ ВО ВРЕМЯ ИХ РАБОТЫ. СВЕТ ПРОБЛЕСКОВЫХ ОГНЕЙ, ПОСАДОЧНОЙ И РУЛЕЖНОЙ ФАР МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ЗАБОЛЕВАНИЯМ ГЛАЗ.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: ПОСЛЕ ВЫКЛЮЧЕНИЯ ПИТАНИЯ ДО ДЕМОНТАЖА КОЛПАКА ПРОБЛЕСКОВОГО ОГНЯ ИЛИ ПОСАДОЧНОЙ/РУЛЕЖНОЙ ФАР ИЛИ ВЫПОЛНЕНИЯ РАБОТ С КАКИМ-ЛИБО СВЕТОТЕХНИЧЕСКИМ ОБОРУДОВАНИЕМ НЕОБХОДИМО ПОДОЖДАТЬ НЕ МЕНЕЕ ПЯТИ МИНУТ. БЛОКИ ПИТАНИЯ ЭТОГО ОБОРУДОВАНИЯ ФОРМИРУЮТ ВЫСОКОЕ НАПРЯЖЕНИЕ. ВЫСОКОЕ НАПРЯЖЕНИЕ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ТРАВМЕ ИЛИ СМЕРТИ.

2. Демонтаж/установка рулевой фары

А. Демонтаж рулевой фары

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Установить выключатель ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования) в положение OFF (выкл.).	
(2)	Установить выключатель рулевой фары в положение OFF (выкл.).	
(3)	Разомкнуть предохранитель TAXI/MAP (рулевая фара / лампы для чтения карт).	
(4)	Снять с крыла колпак рулевой/посадочной фар: <ul style="list-style-type: none"> – Вывинтить и убрать 12 винтов крепления колпака фар к крылу. – Снять колпак фар с крыла. 	
(5)	Вывинтить и убрать винты крепления рулевой фары к крылу.	Рулевая фара установлена с внешней стороны блока. См. рисунок 2.

	Операции	Примечания/Ссылки
(6)	<p>Удерживая рулежную фару, осторожно снять ее с крыла:</p> <ul style="list-style-type: none"> – Разъединить электрический разъем с задней стороны рулежной фары. – Снять рулежную фару. 	

В. Установка рулежной фары

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	<p>Установить рулежную фару на место в передней кромке левого крыла, удерживая ее.</p> <p>Подключить электрический разъем с задней стороны рулежной фары.</p>	
(2)	Установить винты крепления рулежной фары к крылу.	
(3)	Установить выключатель ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования) в положение ON (вкл.).	
(4)	Замкнуть предохранитель TAXI/MAP (рулежная фара / лампы для чтения карт).	
(5)	Установить выключатель рулежной фары в положение ON (вкл.).	
(6)	Установить выключатель рулежной фары в положение OFF (выкл.).	
(7)	Установить выключатель ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования) в положение OFF (выкл.).	
(8)	<p>Установить на крыло колпак рулежной/посадочной фар:</p> <ul style="list-style-type: none"> – Установить колпак фар на место на крыле. – Установить 12 винтов крепления колпака фар к крылу. 	

3. Демонтаж/установка посадочной фары

А. Демонтаж посадочной фары

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Установить выключатель ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования) в положение OFF (выкл.).	
(2)	Установить выключатель посадочной фары в положение OFF (выкл.).	
(3)	Разомкнуть предохранитель LANDING (посадочная фара).	
(4)	Снять с крыла колпак рулевой/посадочной фар: <ul style="list-style-type: none"> – Вывинтить и убрать 12 винтов крепления колпака фар к крылу. – Снять колпак фар с крыла. 	
(5)	Вывинтить и убрать винты крепления посадочной фары к крылу.	Посадочная фара установлена с внутренней стороны блока. См. рисунок 2.
(6)	Удерживая посадочную фару, осторожно снять ее с крыла: <ul style="list-style-type: none"> – Разъединить электрический разъем с задней стороны посадочной фары. – Снять посадочную фару. 	

В. Установка посадочной фары

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Установить рулежную фару на место в передней кромке левого крыла, удерживая ее. – Подключить электрический разъем с задней стороны рулежной фары.	
(2)	Установить винты крепления рулежной фары к крылу.	
(3)	Установить выключатель ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования) в положение ON (вкл.).	
(4)	Замкнуть предохранитель LANDING (посадочная фара).	
(5)	Установить выключатель посадочной фары в положение ON (вкл.).	
(6)	Установить выключатель посадочной фары в положение OFF (выкл.).	
(7)	Установить выключатель ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования) в положение OFF (выкл.).	
(8)	Установить на крыло колпак рулежной/посадочной фар: – Установить колпак фар на место на крыле. – Установить 12 винтов крепления колпака фар к крылу.	

4. Замена лампы комбинированного крыльевого огня

A. Замена лампы аэронавигационного крыльевого огня

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Установить выключатель ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования) в положение OFF (выкл.).	
ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: ПОСЛЕ ВЫКЛЮЧЕНИЯ БОРТОВОЙ СЕТИ САМОЛЕТА ДО ВЫПОЛНЕНИЯ РАБОТ С ПРОБЛЕСКОВЫМИ ОГНЯМИ НЕОБХОДИМО ПОДОЖДАТЬ НЕ МЕНЕЕ ПЯТИ МИНУТ. БЛОКИ ПИТАНИЯ ПРОБЛЕСКОВЫХ ОГНЕЙ ФОРМИРУЮТ ВЫСОКОЕ НАПРЯЖЕНИЕ. ВЫСОКОЕ НАПРЯЖЕНИЕ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ТРАВМЕ ИЛИ СМЕРТИ.		
(2)	Снять с крыльевого огня колпак огня и стекла лампы:	См. рисунок 1.
(3)	Заменить лампу.	
(4)	Установить стекла ламп и колпак огня:	
(5)	Проверить работу аэронавигационного огня.	

В. Замена лампы проблескового крыльевого огня

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Установить выключатель ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования) в положение OFF (выкл.).	
ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: ПОСЛЕ ВЫКЛЮЧЕНИЯ БОРТОВОЙ СЕТИ САМОЛЕТА ДО ВЫПОЛНЕНИЯ РАБОТ С ПРОБЛЕСКОВЫМИ ОГНЯМИ НЕОБХОДИМО ПОДОЖДАТЬ НЕ МЕНЕЕ ПЯТИ МИНУТ. БЛОКИ ПИТАНИЯ ПРОБЛЕСКОВЫХ ОГНЕЙ ФОРМИРУЮТ ВЫСОКОЕ НАПРЯЖЕНИЕ. ВЫСОКОЕ НАПРЯЖЕНИЕ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ТРАВМЕ ИЛИ СМЕРТИ.		
(2)	Снять с крыльевого огня колпак огня и стекла лампы:	См. рисунок 1.
(3)	Заменить лампу проблескового огня.	
(4)	Установить стекла ламп и колпак огня:	
ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: ЗАПРЕЩАЕТСЯ ВКЛЮЧАТЬ ПРОБЛЕСКОВЫЕ ОГНИ ПРИ НАХОЖДЕНИИ ЛЮДЕЙ РЯДОМ С САМОЛЕТОМ. ЗАПРЕЩАЕТСЯ СМОТРЕТЬ НА ОГОНЬ ВО ВРЕМЯ ЕГО РАБОТЫ. ЭТО МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ЗАБОЛЕВАНИЯМ ГЛАЗ.		
(5)	Проверить работу проблескового огня.	

5. Демонтаж/установка комбинированного крыльевого огня

А. Демонтаж комбинированного крыльевого огня

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Установить выключатель ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования) в положение OFF (выкл.) и разомкнуть предохранители LANDING (посадочная фара) и TAXI/MAP (рулежная фара / лампы для чтения карт).	
ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: ПОСЛЕ ВЫКЛЮЧЕНИЯ БОРТОВОЙ СЕТИ САМОЛЕТА ДО ВЫПОЛНЕНИЯ РАБОТ С ПРОБЛЕСКОВЫМИ ОГНЯМИ НЕОБХОДИМО ПОДОЖДАТЬ НЕ МЕНЕЕ ПЯТИ МИНУТ. БЛОКИ ПИТАНИЯ ПРОБЛЕСКОВЫХ ОГНЕЙ ФОРМИРУЮТ ВЫСОКОЕ НАПРЯЖЕНИЕ. ВЫСОКОЕ НАПРЯЖЕНИЕ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ТРАВМЕ ИЛИ СМЕРТИ.		
(2)	Снять с крыльевого огня колпак огня и стекла лампы:	См. рисунок 1.
(3)	Убрать из комбинированного огня 3 лампы.	
(4)	Снять комбинированный огонь с законцовки крыла: <ul style="list-style-type: none"> – Вывинтить и убрать винты крепления огня к законцовке крыла. – Осторожно снять комбинированный огонь с законцовки крыла. – Разъединить 2 разъема с задней стороны комбинированного огня. – Снять комбинированный огонь с самолета. 	

В. Установка комбинированного крыльевого огня

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Установить комбинированный огонь на место на законцовке крыла и присоединить 2 электрических разъема с задней стороны комбинированного огня.	
(2)	Установить винты крепления огня к законцовке крыла и затянуть соединения.	
(3)	Установить в комбинированный огонь 3 лампы.	
ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: ЗАПРЕЩАЕТСЯ ВКЛЮЧАТЬ ПРОБЛЕСКОВЫЕ ОГНИ ПРИ НАХОЖДЕНИИ ЛЮДЕЙ РЯДОМ С САМОЛЕТОМ. ЗАПРЕЩАЕТСЯ СМОТРЕТЬ НА ОГОНЬ ВО ВРЕМЯ ЕГО РАБОТЫ. ЭТО МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ЗАБОЛЕВАНИЯМ ГЛАЗ.		
(4)	Проверить работу аэронавигационно-проблесковых огней: <ul style="list-style-type: none">– Установить выключатель ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования) в положение ON (вкл.).– Замкнуть предохранители LANDING (посадочная фара), TAXI/MAP (рулежная фара / лампы для чтения карт) и STROBE (проблесковые огни).– Установить выключатели аэронавигационных и проблесковых огней в положение ON (вкл.).	
(5)	Установить выключатели аэронавигационных и проблесковых огней в положение OFF (выкл.).	
(6)	Установить выключатель ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования) в положение OFF (выкл.).	
ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: ПОСЛЕ ВЫКЛЮЧЕНИЯ БОРТОВОЙ СЕТИ САМОЛЕТА ДО ВЫПОЛНЕНИЯ РАБОТ С ПРОБЛЕСКОВЫМИ ОГНЯМИ НЕОБХОДИМО ПОДОЖДАТЬ НЕ МЕНЕЕ ПЯТИ МИНУТ. БЛОКИ ПИТАНИЯ ПРОБЛЕСКОВЫХ ОГНЕЙ ФОРМИРУЮТ ВЫСОКОЕ НАПРЯЖЕНИЕ. ВЫСОКОЕ НАПРЯЖЕНИЕ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ТРАВМЕ ИЛИ СМЕРТИ.		
(7)	Подождать не менее 3 минут и установить стекла ламп и колпак огня.	

6. Демонтаж/установка блока питания проблескового огня в законцовке крыла

А. Демонтаж блока питания проблескового огня с законцовки крыла

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Установить выключатель ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования) в положение OFF (выкл.).	
(2)	Установить выключатель проблесковых огней в положение OFF (выкл.) и разомкнуть предохранитель STROBE (проблесковые огни).	
ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: ПОСЛЕ ВЫКЛЮЧЕНИЯ БОРТОВОЙ СЕТИ САМОЛЕТА ДО ВЫПОЛНЕНИЯ РАБОТ С ПРОБЛЕСКОВЫМИ ОГНЯМИ НЕОБХОДИМО ПОДОЖДАТЬ НЕ МЕНЕЕ ПЯТИ МИНУТ. БЛОКИ ПИТАНИЯ ПРОБЛЕСКОВЫХ ОГНЕЙ ФОРМИРУЮТ ВЫСОКОЕ НАПРЯЖЕНИЕ. ВЫСОКОЕ НАПРЯЖЕНИЕ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ТРАВМЕ ИЛИ СМЕРТИ.		
(3)	Снять законцовку с крыла: <ul style="list-style-type: none"> – Вывинтить и убрать винты крепления законцовки к крылу. – Отвести законцовку на небольшое расстояние от крыла и отсоединить электрические разъемы. – Снять законцовку крыла с самолета. 	
(4)	Извлечь блок питания из-за блока комбинированного крыльевого огня.	

В. Установка блока питания проблескового огня в законцовку крыла

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Установить блок питания в законцовку крыла.	
(2)	Подвести законцовку к крылу и соединить электрические разъемы.	
(3)	Установить законцовку на крыло. <ul style="list-style-type: none"> – Установить законцовку на место на крыле. – Установить винты крепления законцовки к крылу. 	
ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: ЗАПРЕЩАЕТСЯ ВКЛЮЧАТЬ ПРОБЛЕСКОВЫЕ ОГНИ ПРИ НАХОЖДЕНИИ ЛЮДЕЙ РЯДОМ С САМОЛЕТОМ. ЗАПРЕЩАЕТСЯ СМОТРЕТЬ НА ОГОНЬ ВО ВРЕМЯ ЕГО РАБОТЫ. ЭТО МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ЗАБОЛЕВАНИЯМ ГЛАЗ.		
(4)	Проверить работу аэронавигационно-проблесковых огней: <ul style="list-style-type: none"> – Установить выключатель ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования) в положение ON (вкл.). – Замкнуть предохранители LANDING (посадочная фара), TAXI/MAP (рулежная фара / лампы для чтения карт) и STROBE (проблесковые огни). – Установить выключатели аэронавигационных и проблесковых огней в положение ON (вкл.). 	
(5)	Установить выключатели аэронавигационных и проблесковых огней в положение OFF (выкл.).	
(6)	Установить выключатель ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования) в положение OFF (выкл.).	

РАЗДЕЛ 34

ПИЛОТАЖНО-НАВИГАЦИОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

Страница намеренно оставлена пустой

СОДЕРЖАНИЕ

РАЗДЕЛ 34

ПИЛОТАЖНО-НАВИГАЦИОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

1.	Общие сведения	1
2.	Описание	2

Подраздел 34-10

Системы и приборы измерения воздушных параметров полета

1.	Общие сведения	1
2.	Описание	1

Поиск и устранение неисправностей

1.	Общие сведения	101
----	----------------------	-----

Порядок технического обслуживания

1.	Общие сведения	201
2.	Демонтаж/установка мембранно-анероидного прибора	201
3.	Демонтаж/установка приемника воздушного давления	202
4.	Испытание системы измерения воздушного давления на герметичность	203
5.	Чистка системы полного давления и системы статического давления	208

Подраздел 34-20

Приборы измерения пространственного положения и направления полета

1.	Общие сведения	1
2.	Описание и принцип работы	1

Поиск и устранение неисправностей

1.	Общие сведения	101
----	----------------------	-----

Порядок технического обслуживания

1.	Общие сведения	201
2.	Демонтаж/установка магнитного компаса	201
3.	Проверка/регулировка магнитного компаса (устранение девиации компаса)	202
4.	Демонтаж/установка указателя пространственного положения (авиагоризонта)	204

Подраздел 34-30

Системы и приборы обеспечения посадки и руления

1.	Общие сведения	1
2.	Описание	1

Подраздел 34-40

Автономные пилотажно-навигационные системы и приборы

1.	Общие сведения	1
----	----------------------	---

Подраздел 34-41

Система грозоотметчика

1.	Общие сведения	1
2.	Описание и принцип работы	1

Поиск и устранение неисправностей

1.	Общие сведения	201
2.	Демонтаж/установка процессорного блока грозоотметчика	201
3.	Демонтаж/установка антенны грозоотметчика	202
4.	Проверка работы системы грозоотметчика	202

Подраздел 34-50

Неавтономные пилотажно-навигационные системы и приборы

1.	Общие сведения	1
2.	Описание	1

Поиск и устранение неисправностей

1. Общие сведения	101
-------------------------	-----

Порядок технического обслуживания

1. Общие сведения	201
2. Замена антенны неавтономной пилотажно-навигационной системы.....	201
3. Виды применяемых коаксиальных кабелей.....	206
4. Требования к герметику	206
5. Проверка системы АРК после установки	206

Страница намеренно оставлена пустой

РАЗДЕЛ 34

ПИЛОТАЖНО-НАВИГАЦИОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

1. Общие сведения

В данном разделе приводится описание пилотажно-навигационных систем и приборов самолета. Описывается только установка систем и приборов на самолете. Дополнительную информацию об оборудовании см. в руководствах изготовителей. Информацию об электропроводке пилотажно-навигационного оборудования см. в разделе 92 «Монтажные схемы».

Дополнительную информацию о системе радиосвязи в канале NAV, входящей в состав системы голосовой радиосвязи, см. в подразделе 23-10.

На самолете DA 40 NG может быть установлено перечисленное ниже пилотажно-навигационное оборудование. Информацию о конкретных системах см. в соответствующих подразделах:

Подраздел 34-10. Системы и приборы измерения воздушных параметров полета (приемники полного и статического давления / приборы измерения температуры наружного воздуха / пилотажные приборы).

Подраздел 34-20. Приборы измерения пространственного положения и направления полета (магнитный компас/авиагоризонт).

Подраздел 34-30. Системы и приборы обеспечения посадки и руления (приемник сигналов курсового радиомаяка, приемник сигналов курсоглиссадной системы (КГС), маркерный приемник).

Подраздел 34-40. Автономные пилотажно-навигационные системы и приборы.

Подраздел 34-50. Неавтономные пилотажно-навигационные системы и приборы (приемник сигналов всенаправленного азимутального радиомаяка (VOR)/курсового радиомаяка/КГС, АРК, приемник сигналов всенаправленного дальномерного радиомаяка (DME), ответчик, приемник сигналов GPS).

Примечание: Перечень оборудования, сертифицированного для установки на самолете DA 40 NG, приведен в разделе 6.5 Руководства по летной эксплуатации. Установка такого оборудования возможна и должна производиться в соответствии с Руководством по техническому обслуживанию самолета.

Для обозначения всего оборудования, не вошедшего в перечень в разделе 6.5 Руководства по летной эксплуатации, используется термин «Дополнительное оборудование». Установка Дополнительного оборудования является модификацией и должна осуществляться в соответствии с действующими национальными правилами или Эксплуатационным бюллетенем.

2. Описание

А. Системы и приборы измерения воздушных параметров полета

На самолете DA 40 NG установлены обычные системы и приборы измерения воздушных параметров полета. На самолете установлена система воздушного давления. Приемник полного давления системы установлен под левым крылом. Приемник полного давления оснащен электрообогревом. Для включения и выключения электрообогрева используется выключатель, расположенный в левой нижней части главной приборной панели. Приемник полного давления соединяется с приборами самолета гибкими полимерными шлангами. Приемник статического давления системы полного давления не используется.

На самолете установлена система статического давления. Штатный приемник статического давления расположен в хвостовой части фюзеляжа. Резервный приемник статического давления расположен в кабине с левой стороны под главной приборной панелью. Пилот может открыть резервный приемник статического давления, повернув установленный на приемнике кран.

Системы измерения полного и статического давления подключаются к следующим пилотажным приборам и системам:

- Высотомер.
- Указатель воздушной скорости.
- Комплексная пилотажно-навигационная система.

Самолет DA 40 NG также оснащен электронным указателем температуры наружного воздуха. Указатель входит в состав комплексной пилотажно-навигационной системы. Дополнительную информацию о комплексной пилотажно-навигационной системе см. в подразделе 31-40. Датчик температуры наружного воздуха расположен с правой стороны фюзеляжа, сзади от ступеньки второго пилота.

В. Приборы измерения пространственного положения и направления полета

Самолет DA 40 NG оснащен магнитным компасом, который установлен в правой верхней части главной приборной панели, а также указателем пространственного положения (авиагоризонтом), который установлен в центре верхней части главной приборной панели.

С. Системы и приборы обеспечения посадки и руления

Самолет DA 40 NG оснащен системой приема сигналов курсового радиомаяка, входящей в состав комплексной пилотажно-навигационной системы. Дополнительную информацию о системах и приборах обеспечения посадки и руления, входящих в состав комплексной пилотажно-навигационной системы, см. в подразделе 31-40.

D. Автономные пилотажно-навигационные системы и приборы

На самолете DA 40 NG может быть установлено следующее оборудование:

- Система грозоотметчика, состоящая из процессорного блока грозоотметчика и антенны грозоотметчика.

E. Неавтономные пилотажно-навигационные системы и приборы

На самолете DA 40 NG установлены следующие неавтономные пилотажно-навигационные системы и приборы, входящие в состав комплексной пилотажно-навигационной системы:

- Приемник сигналов всенаправленного азимутального радиомаяка (VOR)/курсового радиомаяка (LOC).
- Оборудование глобальной системы определения местоположения (GPS).
- Ответчик.
- Приемник сигналов всенаправленного дальномерного радиомаяка (DME).
- Автоматический радиокompас (АРК).
- Маркерный приемник.

Дополнительную информацию о комплексной пилотажно-навигационной системе см. в подразделе 31-40.

Страница намеренно оставлена пустой

Подраздел 34-10

Системы и приборы измерения воздушных параметров полета

1. Общие сведения

В данном подразделе описываются система приемника воздушного давления и датчик температуры наружного воздуха. Описание указателя температуры наружного воздуха не приводится. Указатель температуры наружного воздуха входит в состав комплексной пилотажно-навигационной системы. Дополнительную информацию о комплексной пилотажно-навигационной системе см. в подразделе 31-40.

Информацию о выдаче данных о статическом давлении в систему автопилота см. в подразделе 22-10.

2. Описание

Принципиальная схема системы измерения воздушного давления показана на рисунке 1.

Схема расположения оборудования на самолете показана на рисунке 2.

А. Приемники полного и статического давления

Система измерения воздушного давления обеспечивает выдачу данных о полном и статическом давлении в мембранно-анероидные приборы.

Измерение полного давления обеспечивается приемником полного давления (ППД), установленным под левым крылом. Измерение статического давления обеспечивается приемниками статического давления в хвостовой части фюзеляжа. Приемник оснащен электрообогревом для предотвращения обледенения. Для включения и выключения обогрева ПВД используется выключатель на главной приборной панели. Защита системы обеспечивается предохранителем.

Приемники воздушного давления соединяются с мембранно-анероидными приборами гибкими шлангами. Шланги полного давления имеют зеленый цвет, шланги статического давления — синий/фиолетовый цвет. Для соединения гибких шлангов используются пластмассовые соединители плотной посадки. Для разветвления шлангов используются тройники.

В низших точках шлангов полного и статического давления установлены влагоотстойники. Шланги разделяются тройниками на две части. Верхние части шлангов присоединяются непосредственно к приборам. Нижние части шлангов перед присоединением к верхним частям через тройники образуют отстойники.

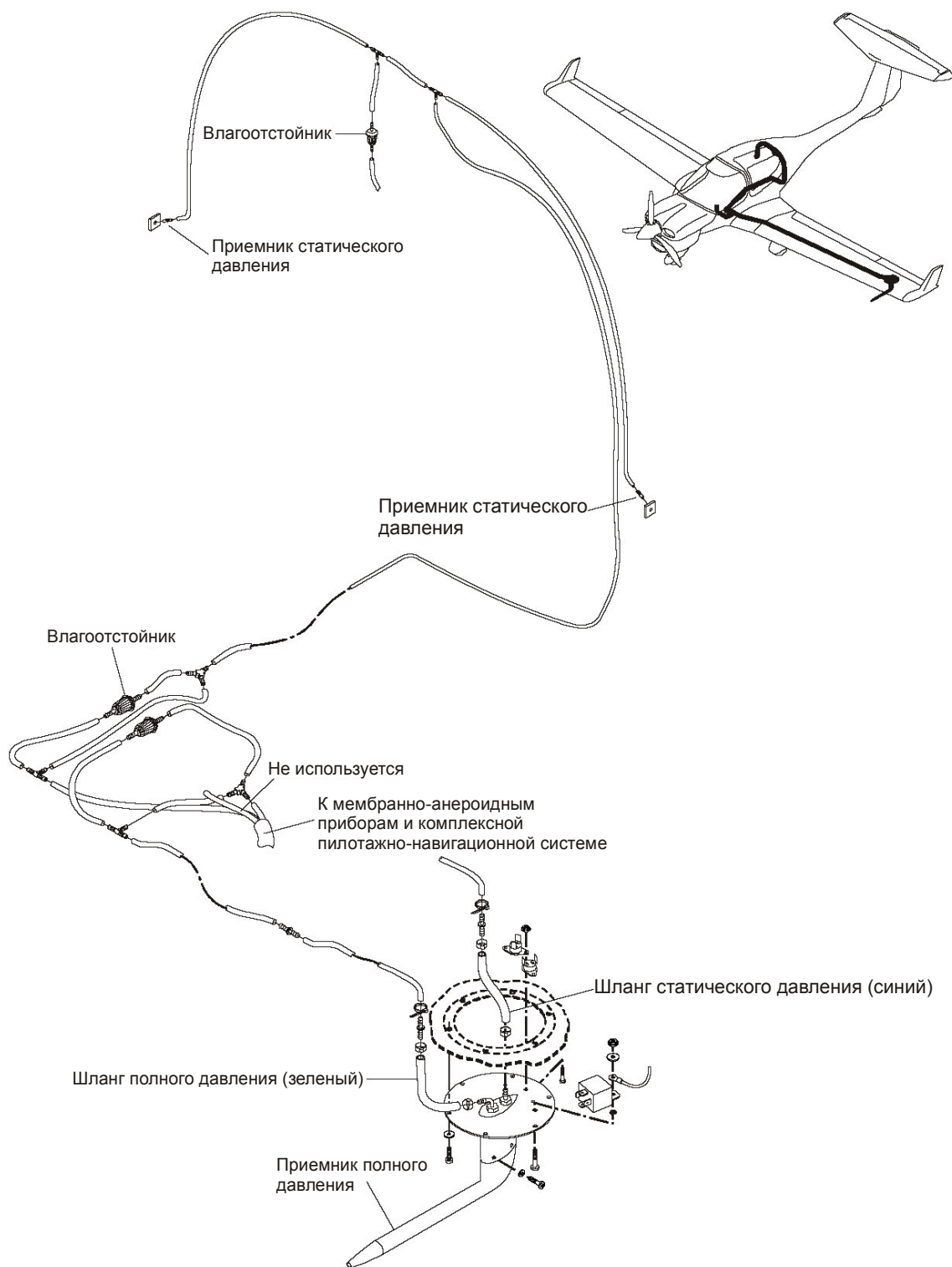


Рисунок 1. Приемники полного и статического давления

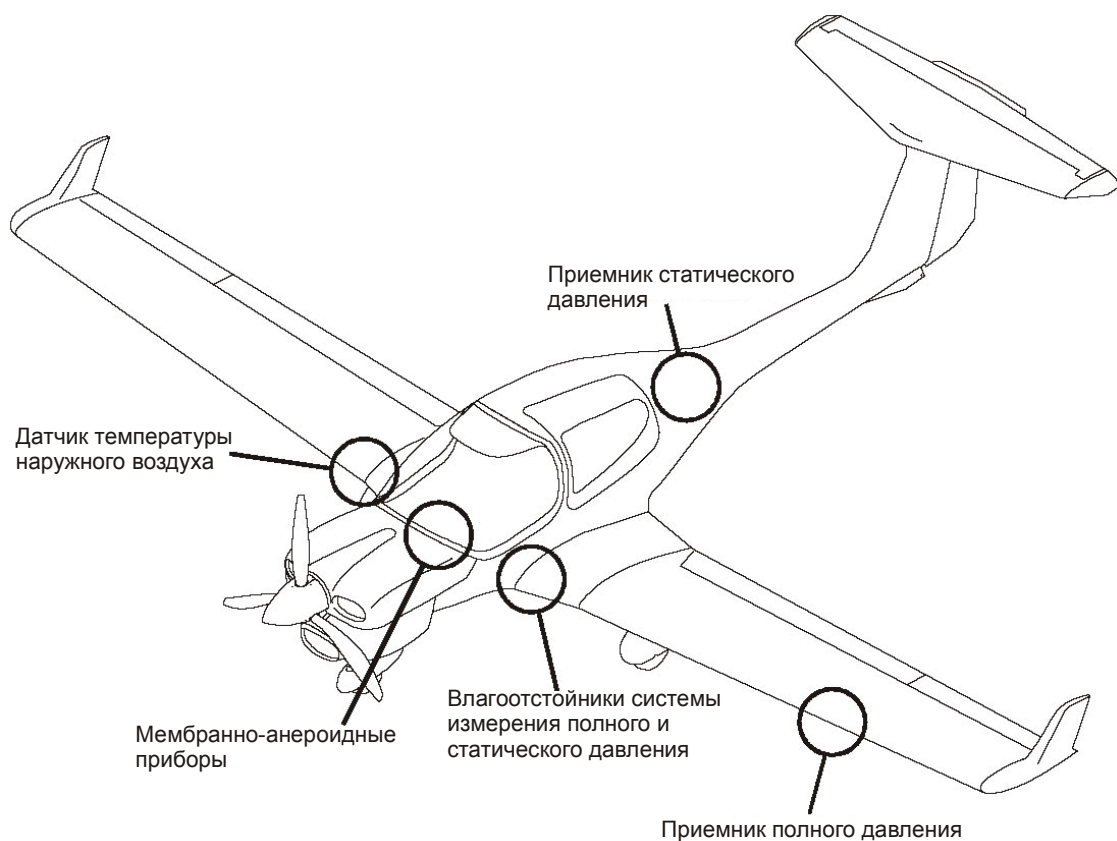


Рисунок 2. Расположение элементов

Страница намеренно оставлена пустой

Поиск и устранение неисправностей

1. Общие сведения

В следующей таблице указаны возможные неисправности систем и приборов измерения воздушных параметров полета. При обнаружении неисправности, указанной в столбце «Неисправность», определить ее причину в столбце «Возможная причина» и выполнить действия по устранению неисправности, описанные в столбце «Способ устранения».

Неисправность	Возможная причина	Способ устранения
Высотомер отображает высоту с задержкой или неправильно. Неправильные показания вариометра.	Неисправен указатель. Засорение или перекручивание шланга статического давления. Вода в системе.	Заменить вариометр. Очистить шланг. Слить воду.
Занижение показаний указателя воздушной скорости.	Неисправен указатель. Засорение или перекручивание шланга полного давления. Вода в системе.	Заменить указатель. Очистить шланг. Слить воду.
Не работает обогрев ПВД.	Разомкнут предохранитель PИТОТ (ПВД). Неисправен предохранитель PИТОТ (ПВД). Обрыв проводки обогрева ПВД. Неисправен приемник воздушного давления.	Замкнуть предохранитель. При повторном размыкании предохранителя проверить проводку обогрева ПВД на короткое замыкание. Заменить предохранитель. Проверить проводку на обрыв. Отремонтировать или заменить неисправную проводку. Заменить приемник воздушного давления.
Неправильные показания температуры наружного воздуха (на индикаторе комплексной пилотажно-навигационной системы).	Неисправен датчик температуры наружного воздуха.	Заменить датчик температуры наружного воздуха.

Страница намеренно оставлена пустой

Порядок технического обслуживания

1. Общие сведения

В данном подразделе описывается порядок замены элементов систем и приборов измерения воздушных параметров полета, а также испытания системы измерения воздушного давления. Дополнительную информацию об оборудовании см. в руководствах изготовителей оборудования.

2. Демонтаж/установка мембранно-анероидного прибора

А. Демонтаж мембранно-анероидного прибора

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Снять крышку главной приборной панели.	См. подраздел 25-10.
(2)	Отсоединить шланг (шланги) полного и статического давления с задней стороны прибора.	
(3)	Вывинтить и убрать винты крепления прибора к панели.	Удерживать прибор!
(4)	Снять прибор с панели:	

В. Установка мембранно-анероидного прибора

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Снять заглушку (заглушки) с отверстия (отверстий) нового прибора и установить ее (их) на демонтированный прибор.	
(2)	При необходимости установить на новый прибор фитинги для присоединения шлангов полного и статического давления.	
(3)	Установить прибор на панель.	
(4)	Установить винты крепления прибора к панели.	
(5)	Присоединить шланги полного и статического давления с задней стороны прибора.	
(6)	Провести испытание системы статического давления на герметичность при низком давлении.	См. п. 4С.
(7)	Только для указателя воздушной скорости: – Проверить систему измерения воздушного давления на герметичность.	См. п. 4.
(8)	Установить крышку главной приборной панели.	См. подраздел 25-10.

3. Демонтаж/установка приемника воздушного давления

А. Демонтаж приемника воздушного давления

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Вытянуть предохранитель РИТОТ (ПВД).	В левой нижней части главной приборной панели.
(2)	Снять люк подхода с приемником воздушного давления с нижней поверхности внешней части крыла.	См. подраздел 52-40.
(3)	Сдвинуть приемник вниз для доступа к соединениям.	
(4)	Разъединить электрический разъем.	
(5)	Отсоединить шланги полного и статического давления.	Пометить соединения и закрыть шланги заглушками.
(6)	Отсоединить провод металлизации.	
(7)	Вывинтить и убрать винты крепления приемника воздушного давления к крылу.	Удерживать приемник!
(8)	Снять приемник воздушного давления с самолета.	

В. Установка приемника воздушного давления

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Установить приемник воздушного давления на место на крыле.	
(2)	Установить винты крепления и присоединить провод металлизации.	
(3)	Присоединить шланги полного и статического давления.	Снять со шлангов заглушки. Следить за правильностью присоединения шлангов.
(4)	Присоединить электрический разъем.	
(5)	Выполнить проверку системы обогрева ПВД.	
(6)	Провести испытание системы статического давления на герметичность при низком давлении.	См. п. 4С.
(7)	Провести испытание системы измерения воздушного давления на герметичность.	См. п. 4.
(8)	Установить на приемник воздушного давления заглушку с красной лентой.	

4. Испытание системы измерения воздушного давления на герметичность

После технического обслуживания системы полного давления необходимо всегда проводить испытание системы полного давления на герметичность. После технического обслуживания системы статического давления необходимо всегда проводить испытание системы статического давления на герметичность при низком давлении.

ВНИМАНИЕ: ПРИ ПРОВЕДЕНИИ ИСПЫТАНИЯ СИСТЕМЫ ПОЛНОГО ИЛИ СТАТИЧЕСКОГО ДАВЛЕНИЯ НА ГЕРМЕТИЧНОСТЬ ВСЕГДА ВЫПОЛНЯТЬ СЛЕДУЮЩИЕ МЕРЫ ПРЕДОСТОРОЖНОСТИ. НЕВЫПОЛНЕНИЕ МЕР ПРЕДОСТОРОЖНОСТИ ВЕДЕТ К ВЫХОДУ ИЗ СТРОЯ МЕМБРАННО-АНЕРОИДНЫХ ПРИБОРОВ.

A. Меры предосторожности при испытаниях

- Давление в системе полного давления всегда должно быть равно давлению в системе статического давления (или превышать его).
- Неправильное присоединение шлангов полного и статического давления может привести к выходу из строя мембранно-анероидных приборов.
- Прикладываемое давление и скорость изменения давления не должны превышать проектных пределов испытываемого оборудования.
- После испытания необходимо восстановить обычные рабочие условия системы.

B. Оборудование

Наименование	Количество	Шифр
Переходник для приемника воздушного давления.	1	PS 49742M-3-4.
Оборудование для испытания системы измерения воздушного давления на герметичность.	1	Серийная продукция.
Переходник для приемника статического давления.	2	SKA 100-4.

С. Испытание системы статического давления на герметичность при низком давлении

Выполнять указания изготовителя испытательного оборудования. Всегда выполнять меры предосторожности при испытаниях системы измерения воздушного давления на герметичность.

	Операции	Примечания/Ссылки
	<p>ВНИМАНИЕ: В РЕЖИМЕ КОНФИГУРИРОВАНИЯ СИСТЕМЫ G1000 ВЫВОДЯТСЯ НЕКОТОРЫЕ СТРАНИЦЫ И ПАРАМЕТРЫ, КРИТИЧЕСКИ ВАЖНЫЕ ДЛЯ ЛЕТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК И БЕЗОПАСНОСТИ ЭКСПЛУАТАЦИИ САМОЛЕТА. ТАКИЕ СТРАНИЦЫ ЗАЩИЩЕНЫ ПАРОЛЕМ И ИЗМЕНЕНИЕ ПАРАМЕТРОВ НА НИХ НЕ ДОПУСКАЕТСЯ ПРИ ОТСУТСТВИИ У ТЕХНИКА СООТВЕТСТВУЮЩЕГО ДОПУСКА И ОБОРУДОВАНИЯ. ТЕМ НЕ МЕНЕЕ, БОЛЬШИНСТВО ЗАЩИЩЕННЫХ СТРАНИЦ ДОСТУПНЫ ДЛЯ ПРОСМОТРА И МОГУТ ИСПОЛЬЗОВАТЬСЯ ДЛЯ ПОЛУЧЕНИЯ ИНФОРМАЦИИ О СИСТЕМЕ ПРИ ПОИСКЕ И УСТРАНЕНИИ НЕИСПРАВНОСТЕЙ.</p>	
(1)	Убрать заглушку приемника воздушного давления и присоединить к приемнику оборудование для проверки системы измерения воздушного давления на герметичность.	Пользоваться переходником, входящим в комплект оборудования.
(2)	Убедиться, что отверстие резервного приемника статического давления полностью закрыто.	Под главной приборной панелью, с левой стороны.
(3)	Демонтировать задний багажный отсек.	См. подраздел 25-50.
(4)	Перекрыть магистраль системы измерения статического давления.	Влагоотстойник в верхней части фюзеляжа.

	Операции	Примечания/ссылки
(5)	<p>Подготовить систему G1000 к испытанию:</p> <ul style="list-style-type: none"> – Перед выполнением следующих операций подождать прогрева оборудования в течение 15 минут. – Включить систему G1000 в нормальном рабочем режиме. – Отключить питание основного пилотажного индикатора. – Включить основной пилотажный индикатор в режиме конфигурирования, нажав и удерживая клавишу ENT на основном пилотажном индикаторе во время его включения. – После появления в левом верхнем углу основного пилотажного индикатора надписи "INITIALIZING SYSTEM" (инициализация системы) отпустить клавишу ENT. – При помощи внешней ручки FMS (система управления полетом) на панели основного пилотажного индикатора перейти на группу страниц GRS. Поле В ALT (барометрическая высота) используется для проведения всех испытаний высотомера системы G1000, необходимых в соответствии с требованиями Федеральных правил США CFR, часть 43, приложение E. – Переключить многофункциональный индикатор в режим совмещенной индикации, нажав красную кнопку DISPLAY BACKUP (совмещенная индикация) на пульте управления звуковой сигнализацией GMA 1347. После этого на многофункциональном индикаторе отображаются параметры барометрического давления, необходимые для проведения испытаний в соответствии с требованиями Федеральных правил США CFR, часть 43, приложение E. 	Только для самолетов, на которые распространяется действие требований параграфов Федеральных правил США 14 CFR § 91.411 и 14 CFR § 91.411, часть 43, приложение E.
(6)	Создать частичный вакуум на приемнике статического давления до получения барометрической высоты 1000 футов относительно барометрической высоты по давлению окружающего воздуха.	Записать значение высоты.
(7)	Дождаться стабилизации давления.	
(8)	Выключить оборудование для проверки системы измерения воздушного давления на герметичность.	
(9)	Следить за давлением в системе.	Скорость падения давления в системе не должна превышать 100 фут/мин.
(10)	Сравнить показания высотомера испытательного оборудования и высотомера самолета.	Погрешность не должна превышать значений, указанных в таблице 1.
(11)	Переключить многофункциональный индикатор и основной пилотажный индикатор в штатный режим индикации.	Только для самолетов, на которые распространяется действие требований параграфов Федеральных правил США 14 CFR § 91.411 и 14 CFR § 91.411, часть 43, приложение E.

	Операции	Примечания/Ссылки
(12)	Отсоединить переходник приемника воздушного давления и установить заглушку с лентой на приемник воздушного давления самолета.	
(13)	Открыть магистраль системы измерения статического давления.	Влагоотстойник в верхней части фюзеляжа.
(14)	Установить задний багажный отсек.	См. подраздел 25-50.

Таблица 1. Погрешность показаний высотомера

Высота	Допустимая погрешность
-1000 футов*	±20 футов*
Уровень моря	±20 футов
4000 футов	±35 футов
8000 футов	±60 футов
12 000 футов	±90 футов
16 000 футов	±110 футов
20 000 футов	±130 футов

* Только для самолетов, на которые распространяется действие требований параграфов Федеральных правил США 14 CFR §91.411 и 14 CFR §91.411, часть 43, приложение E.

D. Испытание системы полного давления на герметичность

Выполнять указания изготовителя испытательного оборудования. Всегда выполнять меры предосторожности при испытаниях системы измерения воздушного давления на герметичность.

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Присоединить оборудование для проверки системы измерения воздушного давления на герметичность к приемнику полного давления.	
(2)	Подать на вход приемника полного давления давление, соответствующее скорости 150 узлов.	
(3)	Дождаться стабилизации давления.	
(4)	Выключить оборудование для проверки системы измерения воздушного давления на герметичность.	
(5)	Следить за давлением в системе.	Скорость утечки не должна превышать 10 узл/мин.
(6)	Сравнить показания указателя воздушной скорости испытательного оборудования и указателя воздушной скорости самолета.	Погрешность не должна превышать значений, указанных в таблице 2.

Таблица 2: Погрешность показаний указателя воздушной скорости

Воздушная скорость	Допустимая погрешность
160 узлов	±4 узла
100 узлов	±4 узла
40 узлов	±1,7 узла

5. Чистка системы полного давления и системы статического давления

ВНИМАНИЕ: ПРИ ЧИСТКЕ СИСТЕМЫ ИЗМЕРЕНИЯ ВОЗДУШНОГО ДАВЛЕНИЯ ВСЕГДА ВЫПОЛНЯТЬ СЛЕДУЮЩИЕ МЕРЫ ПРЕДОСТОРОЖНОСТИ. НЕВЫПОЛНЕНИЕ МЕР ПРЕДОСТОРОЖНОСТИ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ВЫХОДУ ИЗ СТРОЯ МЕМБРАННО-АНЕРОИДНЫХ ПРИБОРОВ.

А. Меры предосторожности

- Запрещается подавать воздух под давлением в соединения мембранно-анероидных приборов. Подавать сжатый воздух в шланги всегда от внутренней стороны к внешней стороне.
- Запрещается подавать в шланги полного и статического давления воздух под давлением более 1 бар/14,5 фунт/кв. дюйм.
- Сжатый воздух подавать только через масляный сепаратор.
- Неправильное присоединение шлангов полного и статического давления может привести к выходу из строя мембранно-анероидных приборов.
- После чистки системы необходимо восстановить обычные рабочие условия системы.

В. Оборудование

Наименование	Количество	Шифр
Оборудование сжатого воздуха с масляным сепаратором и регулятором давления.	1	Серийная продукция.

С. Порядок чистки

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Убедиться, что выключатель ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования) установлен в положение OFF (выкл.).	
(2)	Снять крышку главной приборной панели.	См. подраздел 25-10.
(3)	Снять кресло пилота.	См. подраздел 25-10.
(4)	Демонтировать задний багажный отсек.	
(5)	Отсоединить шланги полного и статического давления с задней стороны резервных приборов.	
(6)	Отсоединить шланги полного и статического давления от вычислителя воздушных параметров.	
(7)	Отсоединить шланги полного и статического давления от влагоотстойников.	Два под креслом пилота.

	Операции	Примечания/Ссылки
(8)	Продуть сжатым воздухом каждый шланг полного и статического давления от внутреннего конца к внешнему.	Максимальное давление: 1 бар (14,5 фунт/кв. дюйм).
(9)	Проверить влагоотстойники на предмет загрязнения. При необходимости заменить.	
(10)	Присоединить шланги полного и статического давления к влагоотстойникам.	Два под креслом пилота.
(11)	Присоединить шланги системы измерения воздушного давления к приемнику полного давления.	
(12)	Присоединить шланги полного и статического давления к вычислителю воздушных параметров.	
(13)	Присоединить шланги полного и статического давления с задней стороны резервных приборов.	
(14)	Провести испытание системы статического давления на герметичность при низком давлении.	См. п. 4С.
(15)	Провести испытание системы измерения воздушного давления на герметичность.	См. п. 4.
(16)	Установить кресло пилота.	См. подраздел 25-10.
(17)	Установить крышку главной приборной панели.	См. подраздел 25-10.

Страница намеренно оставлена пустой

Подраздел 34-20

Приборы измерения пространственного положения и направления полета

1. Общие сведения

В данном подразделе приводится информация о приборах измерения пространственного положения и направления полета, установленных на самолете, оснащенном системой Garmin G1000. Основные приборы измерения пространственного положения и направления полета входят в состав комплексной пилотажно-навигационной системы. Дополнительную информацию о комплексной пилотажно-навигационной системе см. в подразделе 31-40.

Самолет DA 40 NG оснащен обычным магнитным компасом. Магнитный компас установлен в правой верхней части главной приборной панели. Кроме того, в центральной верхней части главной приборной панели также имеется авиагоризонт.

2. Описание и принцип работы

A. Магнитный компас

Магнитный компас показывает курс самолета относительно магнитного направления северного меридиана. Котелок компаса заполнен жидкостью, успокаивающей колебания стрелки. Картушка компаса проградирована с ценой деления 5°.

Девiationная таблица компаса расположена на главной приборной панели рядом с компасом. Проверять правильность работы (устранять девиацию компаса) необходимо в следующих случаях:

- После замены какого-либо основного элемента.
- После замены компаса.
- После существенной модификации самолета.
- После сообщения об ударе молнии.
- При нахождении самолета на стоянке в течение более 90 дней.

В. Указатель пространственного положения (авиагоризонт)

Авиагоризонт представляет собой гироскопический прибор с электрическим приводом ротора. Электропитание на прибор подается при включении шины основных потребителей и замыкании предохранителя HORIZON (авиагоризонт). Кроме того, предусмотрена также возможность питания прибора от резервной батареи (см. подраздел 24-32). При недостаточном для работы электродвигателя гироскопа напряжении питания выкидывается флажок, информирующий об этом пилота.

Авиагоризонт оснащен подвижной шкалой, имитирующей горизонт, и обеспечивает пилота в реальном масштабе времени визуальной информацией о пространственном положении самолета тангажу и крену, для чего используется символ самолета. Прибор может использоваться в качестве основного или резервного указателя.

В указателе пространственного положения имеются шкалы движения по тангажу и крену, механически связанные с гироскопом с вращающимся ротором. За символом самолета расположена подвижная линия горизонта. Погрешность, возникающая в результате прецессии, устраняется внутренней системой восстановления или при помощи ручки PULL TO CAGE (арретирование).

В авиагоризонте используется встроенная гировертикаль с электроприводом и специальным пневматическим механизмом восстановления. Механизм одновременно восстанавливает гировертикаль по крену и тангажу. При движении самолета указатель прибора изменяет свое положение, имитируя визуальную обстановку, которую видит пилот при взгляде на линию истинного горизонта Земли.

Поиск и устранение неисправностей

1. Общие сведения

В следующей таблице перечисляются возможные неисправности магнитного компаса. При обнаружении неисправности, указанной в столбце «Неисправность», определить ее причину в столбце «Возможная причина» и выполнить действия по устранению неисправности, описанные в столбце «Способ устранения».

А. Магнитный компас

Неисправность	Возможная причина	Способ устранения
Происходит утечка из магнитного компаса заполняющей жидкости.	Дефект корпуса компаса.	Заменить компас.
Девияция компаса превышает 10°.	Остаточная намагниченность металлического элемента самолета.	Провести проверку на остаточную намагниченность, пользуясь ручным компасом. При необходимости размагнитить элемент.
	Неисправен компас.	Заменить компас.
	Не откалиброван компас.	Устранить девияцию компаса.

В. Указатель пространственного положения (авиагоризонт)

Неисправность	Возможная причина	Способ устранения
Выкинут сигнальный флажок.	Разомкнут или неисправен предохранитель HORIZON (авиагоризонт).	Замкнуть или заменить предохранитель.
Показания прибора ненадежны.	Обрыв проводки электропитания.	Проверить наличие напряжения электропитания на приборе. Отремонтировать проводку/разъем электропитания.
	Обрыв провода заземления.	Проверить проводку заземления на обрыв. Отремонтировать проводку/разъем заземления.
	Неисправен прибор.	Заменить прибор.
Прибор медленно реагирует на изменение положения.	Изношен или загрязнен механизм.	Заменить прибор.

Страница намеренно оставлена пустой

Порядок технического обслуживания

1. Общие сведения

В данном подразделе описывается порядок демонтажа и установки магнитного компаса и указателя пространственного положения (авиагоризонта), а также проверки и регулировки магнитного компаса (устранения девиации компаса).

2. Демонтаж/установка магнитного компаса

А. Демонтаж магнитного компаса

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Убедиться, что выключатель ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования) установлен в положение OFF (выкл.).	С левой стороны на главной приборной панели.
(2)	Снять крышку главной приборной панели.	См. подраздел 25-10.
(3)	Отсоединить электропровода.	
(4)	Вывинтить и убрать 4 винта крепления компаса к главной приборной панели.	Удерживать компас!
(5)	Сдвинуть компас вперед и снять его с главной приборной панели.	Снять и выбросить девиационную таблицу компаса.

В. Установка магнитного компаса

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Убедиться, что выключатель ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования) установлен в положение OFF (выкл.).	С левой стороны на главной приборной панели.
(2)	Установить магнитный компас на место в главной приборной панели.	Удерживать компас на месте установки.
(3)	Установить и затянуть 4 винта крепления компаса к главной приборной панели.	
(4)	Подключить электрические кабели.	
(5)	Установить крышку главной приборной панели.	См. подраздел 25-10.
(6)	Устранить девиацию компаса.	См. п. 3.

3. Проверка/регулировка магнитного компаса (устранение девиации компаса)

- Проверять правильность работы (устранять девиацию компаса) необходимо в следующих случаях:
- После замены какого-либо основного элемента.
- После замены компаса.
- После существенной модификации самолета.
- После сообщения об ударе молнии.
- При нахождении самолета на стоянке в течение более 90 дней.

ВНИМАНИЕ: ПРИ УСТРАНЕНИИ ДЕВИАЦИИ КОМПАСА ПОЛЬЗОВАТЬСЯ ТОЛЬКО ИНСТРУМЕНТОМ ИЗ НЕМАГНИТНЫХ МАТЕРИАЛОВ.

ВНИМАНИЕ: ПРИ РЕГУЛИРОВКЕ МАГНИТОВ-УНИЧТОЖИТЕЛЕЙ И РАБОТЕ С ОБЫЧНЫМ КОМПАСОМ ЗАПРЕЩАЕТСЯ ИМЕТЬ НА СЕБЕ И ПРИ СЕБЕ МЕТАЛЛИЧЕСКИЕ ПРЕДМЕТЫ (ЧАСЫ, БРАСЛЕТЫ И Т.Д.). НАХОЖДЕНИЕ МЕТАЛЛИЧЕСКИХ ПРЕДМЕТОВ РЯДОМ С КОМПАСОМ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ПОГРЕШНОСТИ.

Примечание: По возможности устранение девиации проводить в месте, проверенном на отсутствие магнитных помех. В любом случае, устранение девиации проводить на ровной площадке, удаленной от металлических и железобетонных конструкций, подземных трубопроводов, других самолетов и аэродромного оборудования технического обслуживания.

А. Оборудование

Наименование	Количество	Шифр
Обычный компас со списанной девиацией.	1	Серийная продукция.

В. Устранение девиации компаса

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Установить магниты-уничтожители компаса в нейтральное положение.	См. указания изготовителя компаса.
(2)	Запустить двигатель и включить все электрические нагрузки.	См. Руководство по летной эксплуатации.
(3)	Пользуясь обычным компасом, установить самолет курсом на магнитное направление северного меридиана.	Отрегулировать положение магнита-уничтожителя С-Ю таким образом, чтобы компас самолета указывал на 0°.
(4)	Пользуясь обычным компасом, установить самолет курсом на магнитное направление восточного меридиана.	Отрегулировать положение магнита-уничтожителя В-З таким образом, чтобы компас самолета указывал на 90°.
(5)	Пользуясь обычным компасом, установить самолет курсом на магнитное направление южного меридиана.	Отрегулировать положение магнита-уничтожителя С-Ю таким образом, чтобы устранить половину погрешности между курсом по показаниям компаса и 180°.
(6)	Пользуясь обычным компасом, установить самолет курсом на магнитное направление западного меридиана.	Отрегулировать положение магнита-уничтожителя В-З таким образом, чтобы устранить половину погрешности между курсом по показаниям компаса и 270°.
(7)	Развернуть самолет на 360°, через каждые 30° записывая значение девиации. Составить девиационную таблицу, внося в нее поправки для каждого радиала 30°.	Если при работе электрического оборудования или систем возникает значительная девиация, в девиационную таблицу необходимо также включить поправки для каждого радиала 30°, которые будут применяться при работе соответствующего оборудования или системы.
(8)	Вложить новую девиационную таблицу в держатель таблицы рядом с компасом.	

4. Демонтаж/установка указателя пространственного положения (авиагоризонта)

ВНИМАНИЕ: ГИРОСКОПЫ ОБЛАДАЮТ ПОВЫШЕННОЙ ЧУВСТВИТЕЛЬНОСТЬЮ К УДАРАМ. ПАДЕНИЕ, СОТРЯСЕНИЕ И УДАРЫ ГИРОСКОПОВ О ДРУГОЕ ОБОРУДОВАНИЕ ВЕДЕТ К ИХ ВЫХОДУ ИЗ СТРОЯ. ЗАПРЕЩАЕТСЯ КЛАСТЬ ГИРОСКОПЫ НА ЛЮБЫЕ ТВЕРДЫЕ ПОВЕРХНОСТИ. ПЕРЕД УКЛАДКОЙ ГИРОСКОПА ПОКРЫТЬ ПОВЕРХНОСТЬ ТОЛСТЫМ СЛОЕМ ПЕНОМАТЕРИАЛА.

А. Меры предосторожности

- Во избежание повреждения гироскопа прибор следует переносить в самолет и из самолета в заводской упаковке. Если это невозможно, гироскоп следует переносить в вертикальном положении, соблюдая крайнюю осторожность.
- Запрещается демонтировать гироскоп во время вращения или остановки ротора. При нормальной работе прибора ротор вращается с высокой скоростью и его остановка может занять 10 минут и более. При демонтаже и наклоне прибора более чем на 20 градусов во время вращения ротора в приборе может произойти складывание рамок карданного подвеса. При этом рамка переворачивается и начинает вращаться. В случае складывания рамок карданного подвеса во время вращения ротора рамка может вращаться со скоростью, достаточной для повреждения подшипников рамки, что приведет к необходимости капитального ремонта гироскопа.
- При обращении с неисправным гироскопом необходимо соблюдать такую же осторожность, как при обращении с новым гироскопом. В большинстве случаев неисправные приборы можно отремонтировать и вернуть в эксплуатацию. Соблюдение правил обращения с неисправными гироскопами во время демонтажа позволит предотвратить дополнительное повреждение прибора и, возможно, вернуть его в эксплуатацию после ремонта.

В. Демонтаж указателя пространственного положения

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Разомкнуть предохранитель HORIZON (авиагоризонт).	С правой стороны на главной приборной панели.
(2)	Снять крышку главной приборной панели.	См. подраздел 25-10.
(3)	Отсоединить разъем с задней стороны прибора.	
(4)	Вывинтить и убрать винты крепления прибора к главной приборной панели.	Удерживать прибор!
(5)	Снять прибор с главной приборной панели:	Соблюдать осторожность.

С. Установка указателя пространственного положения

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Установить прибор на место в главной приборной панели.	В центре верхней части главной приборной панели.
(2)	Установить и затянуть винты крепления прибора к главной приборной панели.	
(3)	Присоединить разъем с задней стороны прибора.	
(4)	Установить крышку главной приборной панели.	См. подраздел 25-10.
(5)	Замкнуть предохранитель HORIZON (авиагоризонт).	С правой стороны на главной приборной панели.

Страница намеренно оставлена пустой

Подраздел 34-30

Системы и приборы обеспечения посадки и руления

1. Общие сведения

В данном подразделе приводится информация о системах и приборах обеспечения посадки и руления самолета DA 40 NG.

Дополнительную информацию о системах и приборах обеспечения посадки и руления см. в руководствах изготовителей оборудования.

2. Описание

На самолете DA 40 NG установлены следующие системы и приборы обеспечения посадки и руления:

- Приемник сигналов курсового радиомаяка (входит в состав комплексной пилотажно-навигационной системы G1000). Дополнительную информацию о комплексной пилотажно-навигационной системе G1000 см. в подразделе 31-40.
- Приемник курсоглиссадной системы (входит в состав комплексной пилотажно-навигационной системы G1000). Дополнительную информацию о комплексной пилотажно-навигационной системе G1000 см. в подразделе 31-40.
- Маркерный приемник (входит в состав комплексной пилотажно-навигационной системы G1000). Дополнительную информацию о комплексной пилотажно-навигационной системе G1000 см. в подразделе 31-40.

Страница намеренно оставлена пустой

Подраздел 34-40

Автономные пилотажно-навигационные системы и приборы

1. Общие сведения

В данном подразделе приводится информация об автономных пилотажно-навигационных системах и приборах, которые могут устанавливаться на самолете DA 40 NG.

Подраздел 34-41. Система грозоотметчика.

Страница намеренно оставлена пустой

Подраздел 34-41

Система грозоотметчика

1. Общие сведения

В данном подразделе приводится описание системы грозоотметчика, устанавливаемой на самолете DA 40 NG. Дополнительную информацию об оборудовании см. в руководстве изготовителя оборудования.

Система грозоотметчика состоит из следующих элементов:

- Процессорный блок грозоотметчика.
- Антенна грозоотметчика.

2. Описание и принцип работы

Грозоотметчик WX-500 представляет собой пассивный прибор, осуществляющий регистрацию электромагнитных сигналов при помощи приемной антенны. Антенна обнаруживает грозовые разряды внутри облаков, между облаками, а также между облаками и землей в радиусе 200 морских миль от самолета и передает сигналы о разрядах в процессорный блок. Процессорный блок преобразует сигналы в цифровой вид, осуществляет их анализ и преобразует сигналы в данные о дальности и пеленге. Эти данные хранятся в буфере данных о грозовых разрядах.

A. Процессорный блок грозоотметчика

Процессорный блок грозоотметчика установлен в лотке под пассажирскими креслами.

Электропитание на систему грозоотметчика подается от шины БРЭО. Для подачи питания на систему грозоотметчика через предохранитель WX-500 клавишный выключатель ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования) и выключатель AVIONIC MASTER (главный выключатель БРЭО) должны быть установлены в положение ON (вкл.).

В процессорном блоке расположены схемы сбора данных о грозовых разрядах и схемы обработки данных о курсе и связи с системой G1000. Управление всеми функциями грозоотметчика WX-500 осуществляется через многофункциональный индикатор системы G1000.

B. Антенна грозоотметчика

Антенна грозоотметчика NY-163 установлена на стабилизаторе. Применяется ненаправленная антенна из скрещенных рамок. Антенна герметично закрыта в стабилизаторе для защиты от воздействий окружающей среды и ремонту не подлежит.

Страница намеренно оставлена пустой

Поиск и устранение неисправностей

1. Общие сведения

В следующей таблице перечисляются возможные неисправности системы грозоотметчика. При обнаружении неисправности, указанной в столбце «Неисправность», определить ее причину в столбце «Возможная причина» и выполнить действия по устранению неисправности, описанные в столбце «Способ устранения».

Неисправность	Возможная причина	Способ устранения
Грозоотметчик не работает.	Разомкнут предохранитель. Обрыв проводов/неисправность разъемов.	Замкнуть предохранитель. Проверить каждый провод на обрыв. Убедиться в отсутствии короткого замыкания проводов на землю. Заменить поврежденные кабели.

Страница намеренно оставлена пустой

Порядок технического обслуживания

1. Общие сведения

В данном подразделе описывается порядок демонтажа и установки элементов системы грозоотметчика, а также проверки системы грозоотметчика.

2. Демонтаж/установка процессорного блока грозоотметчика

А. Демонтаж процессорного блока грозоотметчика

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Снять пассажирское кресло.	См. подраздел 25-10.
(2)	Разомкнуть предохранитель WX-500.	
(3)	Ослабить винт крепления процессорного блока к монтажному лотку.	
(4)	Извлечь процессорный блок грозоотметчика из монтажного лотка.	

В. Установка процессорного блока грозоотметчика

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Установить процессорный блок грозоотметчика на место в монтажный лоток.	
(2)	Затянуть винт крепления процессорного блока к монтажному лотку.	
(3)	Установить пассажирское кресло.	См. подраздел 25-10.
(4)	Замкнуть предохранитель WX-500.	
(5)	Проверить работу системы грозоотметчика.	См. п. 4.

3. Демонтаж/установка антенны грозоотметчика

А. Демонтаж антенны грозоотметчика

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Разомкнуть предохранитель WX-500.	
(2)	Отсоединить разъем антенны грозоотметчика.	
(3)	Вывинтить винты крепления антенны грозоотметчика к монтажному кронштейну.	Удерживать антенну!
(4)	Снять антенну грозоотметчика со стабилизатора.	

В. Установка антенны грозоотметчика

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Установить антенну грозоотметчика на место на стабилизаторе.	Стрелка должна указывать в направлении полета.
(2)	Установить и затянуть винты крепления антенны грозоотметчика к монтажному кронштейну.	
(3)	Присоединить разъем антенны грозоотметчика.	
(4)	Замкнуть предохранитель WX-500.	
(5)	Проверить работу системы грозоотметчика.	См. п. 4.

4. Проверка работы системы грозоотметчика

Выполнить проверку после установки в соответствии с Руководством по установке грозоотметчика Goodrich WX-500 (№ 009-11500-001), раздел 3 «Проверка после установки».

Подраздел 34-50

Неавтономные пилотажно-навигационные системы и приборы

1. Общие сведения

На самолете DA 40 NG установлена комплексная пилотажно-навигационная система. В состав комплексной пилотажно-навигационной системы входят обычные неавтономные пилотажно-навигационные системы. Дополнительную информацию о неавтономных пилотажно-навигационных системах, входящих в состав комплексной пилотажно-навигационной системы, см. в подразделе 31-40.

В данном подразделе описывается порядок замены антенн неавтономных пилотажно-навигационных систем.

2. Описание

На самолете DA 40 NG установлены следующие неавтономные пилотажно-навигационные системы и антенны:

- Ответчик.
- Приемник сигналов всенаправленного дальномерного радиомаяка (DME).
- GPS (2 шт.).
- Автоматический радиокompас (АРК).
- Маркерный приемник.
- Приемник сигналов всенаправленного азимутального радиомаяка (VOR).

Антенны соединяются с оборудованием при помощи гибких коаксиальных кабелей, которые можно заменять. Антенна приемника VOR установлена в стабилизаторе, ее замена пользователем невозможна. Другие антенны установлены на поверхности самолета и их можно заменять.

Дополнительную информацию о неавтономных пилотажно-навигационных системах и индикации этих систем см. в подразделе 31-40.

Страница намеренно оставлена пустой

Поиск и устранение неисправностей

1. Общие сведения

В следующей таблице перечисляются возможные неисправности антенн неавтономных пилотажно-навигационных систем. Информацию о поиске и устранении неисправностей неавтономных пилотажно-навигационных систем см. в подразделе 31-40.

При обнаружении неисправности, указанной в столбце «Неисправность», определить ее причину в столбце «Возможная причина» и выполнить действия по устранению неисправности, описанные в столбце «Способ устранения».

Неисправность	Возможная причина	Способ устранения
Диспетчер УВД сообщает об отсутствии ответа ответчика. Индикация указывает на работу ответчика в режиме ответа.	Малая выходная мощность.	Осмотреть и отремонтировать/заменить неисправные соединения антенны. Заменить антенну.
Диспетчер УВД сообщает об отсутствии ответа ответчика. Индикация работы ответчика в режиме ответа отсутствует.	Низкое качество принимаемого сигнала.	Осмотреть и отремонтировать/заменить неисправные соединения антенны. Заменить антенну.
Неудовлетворительная работа системы DME/GPS/APK/маркерного приемника.	Низкое качество принимаемого сигнала.	Осмотреть и отремонтировать/заменить неисправные соединения соответствующей антенны. Заменить соответствующую антенну.

Страница намеренно оставлена пустой

Порядок технического обслуживания

1. Общие сведения

В данном подразделе описывается порядок замены антенн неавтономных пилотажно-навигационных систем. Дополнительную информацию о неавтономных пилотажно-навигационных системах см. в подразделе 31-40. Дополнительную информацию о видах применяемых коаксиальных кабелей см. в п. 3. Дополнительная информация о герметике, используемом для заливки соединений антенн, см. в п. 4.

2. Замена антенны неавтономной пилотажно-навигационной системы

A. Замена антенны ответчика или антенны DME

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Убедиться, что выключатель ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования) установлен в положение OFF (выкл.).	В средней части главной приборной панели.
(2)	Вытянуть предохранитель XPDR/DME (ответчик/DME).	С правой стороны на главной приборной панели.
(3)	Для замены антенны ответчика снять кресло первого пилота. Для замены антенны DME снять только кресло второго пилота.	См. подраздел 25-10.
(4)	Отсоединить от заменяемой антенны коаксиальный кабель.	На антенне.
(5)	<p>Снять антенну:</p> <ul style="list-style-type: none"> – Отвинтить и снять 2 гайки крепления антенны к элементам конструкции самолета вместе с шайбами. – При необходимости осторожно убрать герметик с места соединения между антенной и обшивкой самолета, пользуясь ножом. – Снять антенну с самолета. 	<p>Удерживать антенну.</p> <p>При работе соблюдать осторожность, не допускать повреждения поверхности обшивки.</p>

	Операции	Примечания/Ссылки
(6)	<p>Установить антенну:</p> <ul style="list-style-type: none"> – Убедиться, что на прилегающих поверхностях антенны и обшивки самолета в месте установки антенны отсутствует грязь и смазка. – Установить антенну на место под фюзеляж. – Залить герметиком внешнюю кромку антенны в месте соединения между антенной и обшивкой самолета. – Установить 2 шайбы и гайки крепления антенны к элементам конструкции самолета и затянуть соединения. – Убрать излишки герметика с соединения между антенной и обшивкой самолета. 	Использовать герметик. См. п. 4.
(7)	Присоединить к антенне коаксиальный кабель.	На антенне.
(8)	Установить демонтированное кресло (кресла).	См. подраздел 25-10.
(9)	Замкнуть предохранитель XPDR/DME (ответчик/DME).	С правой стороны на главной приборной панели.
(10)	Проверить работу ответчика.	Только после замены антенны ответчика.
(11)	Проверить работу системы DME в следующем полете.	Только после замены антенны DME.

В. Замена антенны GPS

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Убедиться, что выключатель ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования) установлен в положение OFF (выкл.).	В средней части главной приборной панели.
(2)	Вытянуть предохранители GPS/NAV1 и (или) GPS/NAV2.	С правой стороны на главной приборной панели.
(3)	Снять одну или несколько ламп для чтения карт/ламп индивидуального освещения, чтобы обеспечить доступ к антенне, которую необходимо демонтировать.	См. подраздел 33-10.
(4)	Отсоединить от заменяемой антенны коаксиальный кабель.	На антенне.
(5)	<p>Снять антенну:</p> <ul style="list-style-type: none"> – Вывинтить и убрать 4 винта крепления антенны к элементам конструкции самолета с гайками и шайбами. – Снять пластину заземления. – При необходимости осторожно убрать герметик с места соединения между антенной и обшивкой самолета, пользуясь ножом. – Снять антенну с самолета. 	<p>Удерживать антенну.</p> <p>При работе соблюдать осторожность, не допускать повреждения поверхности обшивки.</p> <p>Снаружи.</p>
(6)	<p>Установить антенну:</p> <ul style="list-style-type: none"> – Убедиться, что на прилегающих поверхностях антенны и обшивки самолета в месте установки антенны отсутствует грязь и смазка. – Установить антенну на место на фюзеляже. – Залить герметиком внешнюю кромку антенны в месте соединения между антенной и обшивкой самолета. – Установить пластину заземления. – Установить 4 винта, шайбы и гайки крепления антенны к элементам конструкции самолета. 	Использовать герметик. См. п. 4.
(7)	Присоединить к антенне коаксиальный кабель.	На антенне.

	Операции	Примечания/Ссылки
(8)	Установить одну или несколько ламп для чтения карт/ламп индивидуального освещения, демонтированных при выполнении п. 3.	
(9)	Замкнуть предохранители GPS/NAV1 и (или) GPS/NAV2.	С правой стороны на главной приборной панели.
(10)	Проверить работу системы (систем) GPS.	См. подраздел 31-40.

С. Замена антенны маркерного приемника или антенны АРК

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Убедиться, что выключатель ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования) установлен в положение OFF (выкл.).	В средней части главной приборной панели.
(2)	Снять задние пассажирские кресла.	См. подраздел 25-10.
(3)	Отсоединить от заменяемой антенны коаксиальный кабель.	На антенне.
(4)	<p>Снять антенну:</p> <ul style="list-style-type: none"> – Вывинтить и убрать 3 винта крепления антенны к элементам конструкции самолета с гайками и шайбами. – Снять пластину заземления. – При необходимости осторожно убрать герметик с места соединения между антенной и обшивкой самолета, пользуясь ножом. – Снять антенну с самолета. 	<p>Удерживать антенну.</p> <p>При работе соблюдать осторожность, не допускать повреждения поверхности обшивки.</p> <p>Снаружи.</p>

	Операции	Примечания/Ссылки
(5)	<p>Установить антенну:</p> <ul style="list-style-type: none"> – Убедиться, что на прилегающих поверхностях антенны и обшивки самолета в месте установки антенны отсутствует грязь и смазка. – Установить антенну на место под фюзеляжем. – Залить герметиком внешнюю кромку антенны в месте соединения между антенной и обшивкой самолета. – Установить пластину заземления. – Установить 3 винта, шайбы и гайки крепления антенны к элементам конструкции самолета. 	Использовать герметик. См. п. 4.
(6)	Присоединить к антенне коаксиальный кабель.	На антенне.
(7)	Установить задние пассажирские кресла.	См. подраздел 25-10.
(8)	Выполнить проверку работы системы APK после установки.	Только после замены антенны APK. См. п. 5.
(9)	Проверить работу системы маркерного приемника в следующем полете.	Только после замены антенны маркерного приемника.

3. Виды применяемых коаксиальных кабелей

	Антенна/Приемник	Коаксиальный кабель
(1)	Ответчик	RG 142
(2)	DME	RG 142
(3)	GPS	RG 400
(4)	APK	RG 142
(5)	Маркерный приемник	RG 400

4. Требования к герметику

Для герметизации соединений между антеннами и обшивкой самолета использовать клеевой герметик на основе полиуретана или акрила. В состав герметика не должен входить силикон. Герметик должен быть рассчитан на температуру от -40°C (-40°F) до + 60°C (+ 140°F).

5. Проверка системы APK после установки

А. Общие сведения

После установки оборудования проверить правильность индикации и определить необходимость устранения четвертной девиации. При необходимости устранения четвертной девиации выполнить устранение сначала на земле, затем в воздухе. Кроме того, необходимо также определить, создает ли помехи электрооборудование самолета.

В. Проверка работы

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Установить самолет на девиационную площадку и, пользуясь пеленгаторным компасом, развернуть нос самолета на радиомаяк, находящийся в пределах дальности действия.	
(2)	Включить АРК, настроить его на нужную частоту и наблюдать индикацию в рабочем режиме АРК.	На индикаторе компаса должен отображаться курсовой угол 0°.
(3)	Развернуть самолет вокруг вертикальной оси на больший курс.	Стрелка индикатора должна сместиться влево.
(4)	Развернуть самолет вокруг вертикальной оси на меньший курс.	Стрелка индикатора должна сместиться вправо.

Примечание: При неправильных показаниях индикатора или смещения стрелки индикатора в неправильном направлении проверить соответствие подключения проводки оборудования монтажной схеме, при необходимости устранить ошибки подключения проводки.

Примечание: Если самолет развернут точно на всенаправленный радиомаяк, однако курсовой угол по показаниям индикатора отличается от 0°, это указывает на неправильную установку антенны. Убедиться, что положение антенны совпадает с осевой линией самолета, при необходимости правильно установить антенну.

Подробную информацию об устранении четвертной девиации см. в руководстве изготовителя.

Примечание: Рекомендуется соблюдать требования Циркуляров FAA AC 43-13-1A и FAA AC 43.13-2A.

Страница намеренно оставлена пустой

РАЗДЕЛ 51

СТАНДАРТНЫЕ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЕ ПРОЦЕССЫ И КОНСТРУКЦИЯ ПЛАНЕРА

Страница намеренно оставлена пустой

СОДЕРЖАНИЕ

РАЗДЕЛ 51

СТАНДАРТНЫЕ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЕ ПРОЦЕССЫ И КОНСТРУКЦИЯ ПЛАНЕРА

1.	Общие сведения	1
2.	Конструкционные материалы	2
3.	Элементы из слоистых материалов	2
4.	Слоистая конструкция с наполнителем	2
5.	Составные элементы	3
6.	Ограничения по ремонту	3

Подраздел 51-10

Обследование

1.	Общие сведения	1
2.	Классификация повреждений	1
3.	Виды повреждений	2
4.	Методика осмотра	2
5.	Углубленный осмотр	3

Подраздел 51-20

Порядок ремонта

1.	Общие сведения	1
2.	Пределы центра тяжести	1
3.	Балансировка рулевых поверхностей	1
4.	Сливные и вентиляционные отверстия	1
5.	Закрепление элемента	2
6.	Техника безопасности	2
7.	Условия на месте проведения работ	3

Порядок технического обслуживания

1.	Общие сведения	201
2.	Смола	201
3.	Стеклоткань и углеткань	202
4.	Материал промежуточного слоя	202
5.	Изготовление слоистого материала	203
6.	Клеящая паста (смола с наполнителем)	207
7.	Отверждение	207
8.	Нанесение отделочного лакокрасочного покрытия	209
9.	Ремонт	213

Подраздел 51-30

Материалы

1.	Общие сведения	1
2.	Разрешенные к применению материалы	1

Подраздел 51-40

Крепежные детали

1.	Общие сведения	1
2.	Описание	1

Порядок технического обслуживания

1.	Общие сведения	201
2.	Замена шпильки быстросъемного замка	201

Подраздел 51-60

Балансировка рулевых поверхностей

1.	Общие сведения	1
----	----------------------	---

Подраздел 51-80

Система металлизации

- | | | |
|----|----------------------|---|
| 1. | Общие сведения | 1 |
| 2. | Описание | 1 |

Порядок технического обслуживания

- | | | |
|----|---|-----|
| 1. | Общие сведения | 201 |
| 2. | Проверка системы электрической металлизации | 201 |

Страница намеренно оставлена пустой

РАЗДЕЛ 51

СТАНДАРТНЫЕ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЕ ПРОЦЕССЫ И КОНСТРУКЦИЯ ПЛАНЕРА

1. Общие сведения

Самолет DA 40 NG конструктивно выполнен в виде однодвигательного моноплана из композиционных материалов с низкорасположенным крылом. Самолет оснащен Т-образным хвостовым оперением и неубирающимся трехопорным шасси с самоориентирующимся колесом носовой опоры.

Фюзеляж самолета DA 40 NG представляет собой полумонокок. Обшивка фюзеляжа состоит из двух половин, выполненных из стеклопластика и состоящих из нескольких слоев стеклоткани. При необходимости для придания половинам обшивки фюзеляжа дополнительной жесткости применяются вставки из жесткого пеноматериала. Все основные элементы конструкции выполнены в виде жестких формованных деталей из стеклопластика. Каждый формованный элемент состоит из множества слоев стеклоткани, которые соединяются друг с другом клеевым швом. В некоторых элементах для повышения прочности и жесткости конструкции имеются дополнительные слои углеткани.

Самолет DA 40 NG имеет свободнонесущее крыло. Крыло состоит из верхней и нижней обшивок, переднего и заднего лонжеронов и корневой нервюры, состоящей из трех частей. Каждая обшивка состоит из наружной части, выполненной из углепластика, промежуточного слоя жесткого пеноматериала и внутренней части, выполненной из стеклопластика.

Киль является частью конструкции фюзеляжа. Хвостовые части левой и правой половин обшивки фюзеляжа образуют левую и правую части обшивки киля.

Каждое крыло имеет два лонжерона I-образного сечения. Передний и задний лонжероны имеют зеркально идентичную друг другу конструкцию. Пояса лонжеронов выполнены из многослойного углепластика с однонаправленным расположением волокон. Число слоев в поясах лонжеронов уменьшается в направлении от корня крыла к законцовке. Каждый лонжерон имеет стенку, работающую на срез, которая состоит из обшивок из стеклопластика и промежуточного слоя жесткого пеноматериала. Пояса лонжерона крепятся к стенке при помощи соединительных элементов из стеклоткани.

С задней стороны крыло замыкается задней стенкой. С внешней стороны крыло замыкается концевой нервюрой. К обшивкам и концевой нервюре винтами крепится съемная законцовка из стеклопластика.

Закрылки и элероны состоят из верхней и нижней обшивок, выполненных из углеткани и стеклоткани, и промежуточного слоя жесткого пеноматериала. Обшивки соединяются друг с другом клеевым швом.

Стабилизатор состоит из верхней и нижней обшивок, которые состоят из слоев стеклопластика, а также переднего и заднего лонжеронов. Жесткость центральной части стабилизатора обеспечивается тремя парами нервюр. Руль высоты состоит из верхней и нижней обшивок, которые выполнены из внешних слоев стеклоткани и промежуточного слоя жесткого пеноматериала.

Руль направления состоит из левой и правой обшивок, которые выполнены из внешних слоев стеклоткани и промежуточного слоя жесткого пеноматериала. Обшивки соединяются друг с другом клеевым швом по кромке руля.

Фонарь кабины представляет собой формовой элемент из углепластика и состоит из внутреннего и наружного каркасов, которые соединяются друг с другом клеевым швом. На фонаре установлено цельное остекление из акрилового стекла. Пассажирская дверь представляет собой формовой элемент из углепластика и состоит из внутренней и внешней рам, которые соединяются друг с другом клеевым швом. Дверь имеет акриловое остекление.

Защита наружной обшивки самолета от ультрафиолетового излучения и влаги обеспечивается полиуретановой краской.

2. Конструкционные материалы

В конструкции самолета DA 40 NG применяется два основных вида композиционных материалов.

А. Пластмасса, армированная стекловолокном (стеклопластик)

Стеклопластик состоит из стеклянных волокон очень малого диаметра, связанных друг с другом смолой. Стекловолокна обеспечивают прочность конструкции, а связующее на основе смолы позволяет придавать материалу требуемую форму. Кроме того, смола позволяет включать в состав деталей дополнительные элементы, такие как другие элементы из стеклопластика, металлические кронштейны крепления и металлические втулки.

Стекловолокна переплетаются друг с другом, образуя стеклоткань. Конструкционная прочность ткани зависит от ориентации и способа переплетения стекловолокна в ткани. Элемент может быть изготовлен из материала, состоящего из множества слоев ткани, которые соединяются друг с другом смолой (слоистого материала).

Стеклопластик обладает чрезвычайно высокими эксплуатационными качествами: большой прочностью и гибкостью, крайне высокой устойчивостью к воздействию агрессивных веществ и почти не требует технического обслуживания.

В. Пластмасса, армированная углеволокном (углепластик)

Углепластик состоит из углеродных волокон очень малого диаметра, связанных друг с другом смолой. Углеволокна обеспечивают прочность конструкции, а связующее на основе смолы позволяет придавать материалу требуемую форму. Кроме того, смола позволяет включать в состав деталей дополнительные элементы, такие как другие элементы из углепластика, металлические кронштейны крепления и металлические втулки.

Углепластик по своим характеристикам сходен со стеклопластиком. Основным преимуществом углепластика является большая прочность и жесткость и меньшая масса по сравнению со стеклопластиком.

3. Элементы из слоистых материалов

Элементы из слоистых материалов состоят из двух и более слоев стеклоткани или углеткани. Свойства каждого слоя определяются направлением волокон ткани. В некоторых случаях количество слоев ткани увеличивают для придания дополнительной прочности.

4. Слоистая конструкция с заполнителем

Многие элементы самолета DA 40 NG имеют слоистую конструкцию с заполнителем, состоящую из двух обшивок и промежуточного слоя. В этом случае обшивки выполняются из стеклопластика или углепластика, а промежуточный слой — из жесткого пеноматериала.

В слоистых конструкциях с заполнителем обшивки должны быть надежно приклеены к материалу промежуточного слоя. Неполное проклеивание швов между обшивками и материалом промежуточного слоя может привести к разрушению элемента конструкции.

5. Составные элементы

Некоторые крупные элементы могут изготавливаться путем склеивания нескольких более мелких элементов. Склеивание мелких элементов осуществляется специальной смолой высокой густоты, которая также заполняет промежутки в соединении.

6. Ограничения по ремонту

Ремонт класса 1 в соответствии с подразделом 51-10, п. 2, может проводиться только по схемам, утвержденным изготовителем.

Методика такого ремонта в настоящем Руководстве по техническому обслуживанию не описывается.

Страница намеренно оставлена пустой

Подраздел 51-10

Обследование

1. Общие сведения

В данном подразделе описывается порядок оценки класса повреждений и осмотра композитных элементов из стеклопластика и углепластика. Оценка повреждений и ремонт должны проводиться лицами, имеющими соответствующие допуски.

Информацию о видах материалов, применяемых в конструкции самолета DA 40 NG, а также ограничениях по ремонту см. в подразделе 51-00. Описание общих процедур ремонта см. в подразделе 51-20.

2. Классификация повреждений

Повреждения разделяются на классы, описание которых приводится ниже. При наличии сомнений (невозможности однозначно определить класс повреждения) необходимо обратиться к изготовителю самолета.

A. Класс 1

- Значительные повреждения конструкции, требующие частичной замены элементов конструкции, или
- крупные повреждения или
- повреждения высоконагруженных узлов и деталей.

При наличии повреждения этого класса летная годность ограничивается или аннулируется.

B. Класс 2

Отверстия и трещины, проходящие сквозь обе обшивки элемента, имеющего слоистую конструкцию с заполнителем. Размер повреждения промежуточного слоя должен ограничиваться кругом диаметром 75 мм (3 дюйма).

C. Класс 3

Небольшие отверстия или трещины в наружной обшивке при отсутствии внутреннего повреждения элемента, материала слоистой конструкции с заполнителем и внутренней обшивки.

D. Класс 4

Незначительные царапины, следы истирания и аналогичные повреждения, кроме трещин и пробоев обшивки.

3. Виды повреждений

Существует два основных вида скрытых повреждений в элементах из композиционных материалов:

- Отклеивание.
- Расслоение.

Отклеивание представляет собой нарушение клеевого соединения между двумя элементами, например, между обшивкой фюзеляжа и шпангоутом фюзеляжа, между элементом из композиционного материала и металлическим элементом или между обшивкой из композиционного материала и материалом промежуточного слоя в слоистой конструкции с заполнителем.

Расслоение представляет собой нарушение клеевого соединения между слоями стеклоткани или углеткани внутри элемента.

Существует также два основных вида трещин:

- Микротрещины, возникающие в поверхности смолы.
- Крупные трещины с разрывом волокон ткани. Крупные трещины не возникают при нормальных полетных нагрузках и нагрузках при нормальной посадке. Крупные трещины подлежат устранению ремонтом.

4. Методика осмотра

А. Визуальный осмотр

Применяется для выявления всех видов повреждений композиционных материалов. Визуальный осмотр внутренних поверхностей элементов производится с использованием яркого источника света. Элементы из стеклопластика должны иметь зеленый или коричневый цвет. Наличие в элементе из стеклопластика участков белого цвета является признаком его возможного повреждения. Особое внимание обращать на места клеевого соединения элементов со стеклопластиком.

Элементы из углепластика должны иметь черный или черно-коричневый цвет. Наличие в элементе из углепластика участков белого цвета является признаком его возможного повреждения. Особое внимание обращать на места клеевого соединения элементов с углепластиком.

Внимательно осмотреть внешнюю поверхность элемента. Наличие на краске трещин или пузырей является признаком возможного повреждения композиционного материала. См. п. 5 в данном подразделе.

Необходимо также обратить внимание на наличие вмятин. Особое внимание обращать на места возможного удара фюзеляжа и крыльев о камни, а также на дорожки для хождения по крылу.

В. Осмотр с применением источника света

Осмотр с применением источника света используется для выявления расслоения материала в элементах без промежуточного слоя жесткого пеноматериала.

ВНИМАНИЕ: НЕ ДОПУСКАТЬ ЧРЕЗМЕРНОГО НАГРЕВА КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ. НАГРЕВ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ИХ ПОВРЕЖДЕНИЮ.

Направить на поверхность очень яркий свет и посмотреть на источник света с другой стороны материала. Повреждения выглядят как темные участки. Свет на поверхность элемента можно направлять как изнутри, так и снаружи.

Примечание: Осмотр с применением источника света может использоваться для выявления повреждений в элементах из стеклопластика большой толщины, однако его использование для контроля элементов из углепластика затруднительно.

С. Диагностика методом низкоскоростного удара

Диагностика методом низкоскоростного удара применяется для выявления расслоения и отклеивания материала. При использовании данного метода диагностируемую поверхность слоистого материала простукивают монетой. При простукивании поврежденных участков звук ударов монеты о поверхность слоистого материала изменяется.

Особое внимание обратить на участки вокруг повреждения, обследовав их на предмет вторичного повреждения, которое может остаться незамеченным.

5. Углубленный осмотр

При обнаружении повреждения лакокрасочного покрытия во время осмотра элемента из композиционных материалов проводится углубленный осмотр, описанный в данном пункте.

Необходимо осмотреть внутреннюю поверхность конструкции или элемента. При необходимости следует снять люки (или другие элементы) или воспользоваться эндоскопическим оборудованием. Например, для осмотра внутренней поверхности крыла следует демонтировать законцовку. При обнаружении повреждения внутренней поверхности элемента или конструкции необходимо выполнить ремонт.

В месте предполагаемого повреждения необходимо удалить лакокрасочное покрытие. Удалять лакокрасочное покрытие следует осторожно, не допуская повреждения находящейся под ним ткани.

Внимательно осмотреть поверхность. При обнаружении трещин в композиционном материале необходимо выполнить ремонт.

Если трещины в композиционном материале не обнаружены, выполнить следующую проверку. Надавить на середину осматриваемого участка большим пальцем. Ощущение, что обшивка касается промежуточного слоя слоистой конструкции (или другого слоя или элемента), является признаком отклеивания обшивки. В этом случае необходимо выполнить ремонт.

В некоторых случаях для точной диагностики требуется просверлить в элементе контрольные отверстия. При необходимости сверления контрольных отверстий обратиться за консультацией в компанию Diamond Aircraft Industries.

Страница намеренно оставлена пустой

Подраздел 51-20

Порядок ремонта

1. Общие сведения

В данном подразделе описывается порядок ремонта элементов конструкции из композиционных материалов. Ремонт должен проводиться лицами, имеющими соответствующий допуск. Информацию о видах конструкционных материалов см. в подразделе 51-00. Информацию о классификации повреждений и порядке осмотра см. в подразделе 51-10. Информацию о разрешенных к применению ремонтных материалах см. в подразделе 51-30.

2. Пределы центра тяжести

При ремонте самолета возможно изменение его массы и положения центра тяжести. Чем дальше ремонтируемый участок находится от центра тяжести самолета, тем больше влияние ремонта на положение центра тяжести. После крупного ремонта необходимо произвести взвешивание самолета и заново рассчитать положение его центра тяжести. Информацию о порядке взвешивания самолета см. в подразделе 08-10.

3. Балансировка рулевых поверхностей

Ремонт рулевой поверхности ведет к увеличению ее массы. Перед ремонтом рулевой поверхности необходимо приблизительно рассчитать ее новую массу. Если полученное значение превышает установленный предел, ремонт выполнять запрещается. В этом случае необходимо установить новую рулевую поверхность.

При ремонте рулевой поверхности и (или) нанесении нового лакокрасочного покрытия необходимо взвесить рулевую поверхность и выполнить ее балансировку. Информацию о массе и балансировке см. в подразделе 06-00. Порядок балансировки рулевой поверхности см. в подразделе 51-60.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: ПОСЛЕ РЕМОНТА ИЛИ ОКРАСКИ РУЛЕВОЙ ПОВЕРХНОСТИ НЕОБХОДИМО ВЫПОЛНИТЬ ЕЕ ВЗВЕШИВАНИЕ И БАЛАНСИРОВКУ. ОТСУТСТВИЕ БАЛАНСИРОВКИ РУЛЕВОЙ ПОВЕРХНОСТИ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К РАЗРУШЕНИЮ САМОЛЕТА В ПОЛЕТЕ.

4. Сливные и вентиляционные отверстия

Все сливные и вентиляционные отверстия самолета DA 40 NG должны быть открыты. При закрытии в ходе ремонта сливного или вентиляционного отверстия необходимо выполнить новое отверстие на месте первоначального.

5. Закрепление элемента

На время ремонта необходимо закрепить элемент в правильном положении. Неправильное закрепление элемента может привести к его смещению в ходе ремонта и дальнейшему повреждению, а также к нарушению регулировки самолета.

Перед вырезанием поврежденного участка необходимо закрепить элемент в специальном устройстве (оправке/зажимном приспособлении). При необходимости поднять самолет на подъемниках и выполнить нивелировку самолета. Информацию о поднятии самолета на подъемниках см. в подразделе 07-10; информацию о нивелировке самолета см. в подразделе 08-20.

6. Техника безопасности

Большинство смол при попадании на кожу могут привести к развитию кожных заболеваний. Перед работой со смолой и отвердителем необходимо покрыть защитным кремом руки и открытые участки кожи. Обязательно пользование перчатками из полимерного материала.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: НЕ ДОПУСКАТЬ ПОПАДАНИЯ СМОЛЫ НА КОЖУ. ПОПАДАНИЕ СМОЛЫ НА КОЖУ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К РАЗВИТИЮ КОЖНЫХ ЗАБОЛЕВАНИЙ.

Смолы, отвердители и растворители, используемые при ремонте элементов из композиционных материалов, обладают токсичностью. Запрещается принимать пищу на месте проведения работ. Для защиты лица пользоваться защитной маской и средствами защиты глаз.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: НЕ ДОПУСКАТЬ ПОПАДАНИЯ СМОЛ, ОТВЕРДИТЕЛЕЙ И РАСТВОРИТЕЛЕЙ В РОТ И В ГЛАЗА. ЭТИ ВЕЩЕСТВА МОГУТ ПРИВЕСТИ К РАЗВИТИЮ ЗАБОЛЕВАНИЙ.

При шлифовке композиционных материалов образуются мелкие частицы пыли, которые могут вызывать раздражение кожи и глаз. Вдыхание частиц пыли композиционных материалов может привести к заболеваниям легких.

При шлифовкой композиционных материалов необходимо покрыть защитным кремом руки и все открытые участки кожи. Надевать комбинезон, герметично закрывающийся на рукавах, шее и лодыжках. Обязательно пользоваться защитными перчатками. При необходимости часто менять защитные перчатки. Для защиты лица и легких пользоваться подходящей защитной маской. Для защиты глаз обязательно пользоваться защитными очками.

При попадании на кожу пыли композиционных материалов смыть пыль проточной водой. Запрещается тереть кожу, если на нее попала пыль.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: НЕ ДОПУСКАТЬ ПОПАДАНИЯ ЧАСТИЦ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ В ГЛАЗА, В РОТ И НА КОЖУ. ЧАСТИЦЫ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ МОГУТ ПРИВЕСТИ К РАЗВИТИЮ ЗАБОЛЕВАНИЙ.

7. Условия на месте проведения работ

Рабочее место содержать в чистоте, не допускать его запыления. Образующуюся при шлифовании пыль удалять по мере образования. Не допускается наличие сквозняков на рабочем месте.

Температура в рабочем помещении должна находиться в пределах от 18°C (65°F) до 27°C (77°F). Падение температуры ниже 15°C (59°F) не допускается. Относительная влажность при смешивании, нанесении и отверждении смол не должна превышать 80 %.

Во время отверждения температуру в рабочем помещении следует поддерживать как можно более близкой к 25°C (77°F).

Страница намеренно оставлена пустой

Порядок технического обслуживания

1. Общие сведения

В данном подразделе описывается порядок ремонта элементов из композиционных материалов и устранения повреждений 2, 3 и 4 классов в элементах конструкции из композиционных материалов. Информацию о классификации повреждений см. в подразделе 51-10. Ремонт повреждений класса 1 производится только по схемам, утвержденным изготовителем. Все ремонтные работы должны проводиться лицами, имеющими соответствующий допуск.

При ремонте самолета использовать материалы, разрешенные к применению изготовителем. Информацию о разрешенных к применению материалах см. в подразделе 51-30.

Осмотреть поврежденный участок. Особое внимание обратить на прилегающие участки конструкции. Повреждения могут распространяться глубоко под поверхность. Использовать методы диагностики, описанные в подразделе 51-10.

Ремонт необходимо выполнять с соблюдением всех соответствующих требований. Наружная обшивка элементов конструкции из композиционных материалов несет нагрузку. Разрушение конструкции может привести к авиационному происшествию.

2. Смола

При ремонте использовать необходимое количество смолы в смеси с отвердителем. Все отрезки ткани, которые будут использоваться для ремонта, следует взвесить. Соотношение массы стеклоткани к массе смолы с отвердителем должно составлять 100:70. Например, на 100 г сухой стеклоткани требуется 70 г смолы с отвердителем. Соотношение массы углеткани к массе смолы с отвердителем должно составлять 100:100. Например, на 100 г сухой углеткани требуется 100 г смолы с отвердителем.

Необходимо точно измерять количества смолы и отвердителя (допустимое отклонение $\pm 2\%$ массы). Перед проклеиванием, добавлением наполнителей или других добавок необходимо тщательно перемешать смолу с отвердителем.

Для смешивания смолы всегда использовать только чистые емкости. Смешивать смолу в количестве, которое можно использовать до ее отверждения.

При использовании большого количества смолы смолу наливать в емкость небольшой глубины. Это позволит увеличить отношение поверхности к объему, уменьшить опасность возникновения экзотермической реакции и в некоторых случаях увеличить время до отверждения смолы.

Для ремонта деталей из самогасящейся смолы использовать только самогасящуюся смолу той же марки (см. подраздел 51-30).

3. Стеклоткань и углеткань

ВНИМАНИЕ: При отверждении эпоксидной смолы происходит экзотермическая реакция. В зависимости от марки применяемой смолы и отвердителя, времени отверждения смеси и рабочей температуры, смесь может сильно разогреваться. Запрещается использовать горячую смолу. Горячая смола может воспламениться. До отверждения смеси ее необходимо убрать в безопасное место.

При ремонте всегда использовать необходимый вид ткани. Информацию о видах ткани см. на схематическом чертеже ремонтируемого участка. На схематическом чертеже указаны:

- Вид ткани.
- Направление волокон.
- Размеры слоя.

Волокна каждого слоя ткани должны быть ориентированы в направлении, указанном на схематическом чертеже. Это позволит обеспечить необходимую прочность слоистого материала. Ножом или острыми ножницами пользоваться только для отрезания ткани по размеру.

Волокна ткани после отрезания должны быть ориентированы в необходимом направлении. Не допускать разрыва и повреждения прядей. Повреждение и загрязнение ткани не допускается.

4. Материал промежуточного слоя

При ремонте слоистых конструкций с заполнителем всегда использовать необходимый вид материала промежуточного слоя. Информацию о материале промежуточного слоя см. на схематическом чертеже ремонтируемого участка.

Не допускать повреждения и загрязнения материала промежуточного слоя.

Материал промежуточного слоя для ремонта подрезать точно до необходимого размера острым ножом. Кромки отрезанного материала должны быть чистыми, чтобы обеспечить правильное приклеивание материала промежуточного слоя. Придание промежуточному слою необходимого профиля выполнять резкой или зашкуриванием.

5. Изготовление слоистого материала

Слоистый материал состоит из определенного количества слоев ткани, пропитанной смолой. Слоистый материал, использующийся для ремонта самолета, после полного отверждения образует неотъемлемую часть конструкции самолета.

Слоистый материал можно изготовить непосредственно на месте ремонта или заранее на рабочем месте, после чего наложить неотвержденный слоистый материал на место ремонта. Изготовление слоистого материала на рабочем месте обладает следующими преимуществами:

- Повышает удобство изготовления материала.
- Дает более широкие возможности контролирования процесса изготовления и управления им.
- Позволяет убедиться в правильности резки слоев ткани до нанесения смолы.
- Обеспечивает большую аккуратность ремонта.
- Позволяет исключить работу в положении снизу вверх.

А. Изготовление слоистого материала непосредственно на месте ремонта

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Подготовить поврежденный участок к изготовлению слоистого материала. Убедиться в чистоте ремонтируемого участка, очистить его от загрязнений.	См. соответствующую процедуру ремонта в данном подразделе.
(2)	Подготовить отрезки ткани, которые будут использоваться для ремонта.	См. схематический чертеж.
(3)	Защитить участки конструкции, прилегающие к месту ремонта, от загрязнения ремонтными материалами.	Закрыть полимерной/полиэтиленовой пленкой, закрепив ее на месте самоклеящейся лентой.
<p>ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: НЕ ДОПУСКАТЬ ПОПАДАНИЯ СМОЛЫ НА КОЖУ. ПОПАДАНИЕ СМОЛЫ НА КОЖУ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К РАЗВИТИЮ КОЖНЫХ ЗАБОЛЕВАНИЙ.</p> <p>ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: НЕ ДОПУСКАТЬ ПОПАДАНИЯ СМОЛ, ОТВЕРДИТЕЛЕЙ И РАСТВОРИТЕЛЕЙ В РОТ И В ГЛАЗА. ЭТИ ВЕЩЕСТВА МОГУТ ПРИВЕСТИ К РАЗВИТИЮ ЗАБОЛЕВАНИЙ.</p>		
(4)	Нанести тонкий слой смолы на место ремонта.	
(5)	Наложить на ремонтируемый участок первый слой ткани и подрезать его до необходимого размера.	Волокна ткани должны быть ориентированы в необходимом направлении.
(6)	При помощи валика, скребка и штукатурной кисти удалить все пузыри воздуха. Убедиться, что ткань полностью пропитана смолой. При необходимости добавить смолы.	
(7)	После выдавливания излишков смолы на поверхность валиком и кистью наложить следующий слой ткани. Подрезать ткань до необходимого размера.	Волокна ткани должны быть ориентированы в необходимом направлении.
(8)	Повторяя пп. 6 - 7, наложить необходимое количество слоев ткани.	
(9)	Удалить излишки смолы, пользуясь валиком и скребком.	
(10)	Наложить на слоистый материал внешний защитный слой.	
(11)	При необходимости закрыть слоистый материал вакуумным мешком.	См. схематический и (или) ремонтный чертеж.

В. Изготовление слоистого материала на рабочем месте

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Подготовить поврежденный участок к изготовлению слоистого материала. Убедиться в чистоте ремонтируемого участка, очистить его от загрязнений.	См. соответствующую процедуру ремонта в данном подразделе.
(2)	Защитить участки конструкции, прилегающие к месту ремонта, от загрязнения ремонтными материалами.	Закрывать полимерной/полиэтиленовой пленкой, закрепив ее на месте самоклеящейся лентой.
(3)	Наложить на место ремонта слой чистой прозрачной полимерной/полиэтиленовой пленки, закрепив его на месте самоклеящейся лентой.	Рекомендуется использовать цветную пленку.
(4)	Пользуясь маркером с несмываемыми чернилами, выполнить следующее: <ul style="list-style-type: none"> – Очертить на полимерной пленке контур ремонтируемого участка. – Очертить на полимерной пленке контуры каждого слоя ткани конструкции. 	Внешний слой материала должен иметь скошенные края для предотвращения концентрации напряжений и обеспечения привлекательного внешнего вида.
(5)	Снять прозрачную пленку с места ремонта и уложить ее на рабочий стол обратной стороной вверх.	
<p>Примечание: При изготовлении слоистого материала на столе слои ткани укладываются в обратном порядке. Необходимо соблюдать последовательность укладки отрезанных слоев ткани и следить за правильностью ориентации волокон в каждом слое ткани.</p>		
(6)	Подрезать слои ткани по линиям контуров на прозрачной пленке.	
<p>ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: НЕ ДОПУСКАТЬ ПОПАДАНИЯ СМОЛЫ НА КОЖУ. ПОПАДАНИЕ СМОЛЫ НА КОЖУ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К РАЗВИТИЮ КОЖНЫХ ЗАБОЛЕВАНИЙ.</p> <p>ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: НЕ ДОПУСКАТЬ ПОПАДАНИЯ СМОЛ, ОТВЕРДИТЕЛЕЙ И РАСТВОРИТЕЛЕЙ В РОТ И В ГЛАЗА. ЭТИ ВЕЩЕСТВА МОГУТ ПРИВЕСТИ К РАЗВИТИЮ ЗАБОЛЕВАНИЙ.</p>		
(7)	Нанести тонкий слой смолы на прозрачную пленку.	
(8)	Наложить на прозрачную пленку первый (внутренний) слой ткани и подрезать его до необходимого размера.	Волокна ткани должны быть ориентированы в необходимом направлении.

	Операции	Примечания/Ссылки
(9)	При помощи валика, скребка и штукатурной кисти удалить все пузыри воздуха. Убедиться, что ткань полностью пропитана смолой. При необходимости добавить смолы.	
(10)	После выдавливания излишков смолы на поверхность валиком и кистью наложить следующий слой ткани. Подрезать ткань до необходимого размера.	Волокна ткани должны быть ориентированы в необходимом направлении.
(11)	Повторяя пп. 9 - 10, наложить необходимое количество слоев ткани.	
(12)	Нанести тонкий слой смолы на место, куда необходимо наложить заплату из слоистого материала.	
(13)	Аккуратно наложить на место ремонта заплату из слоистого материала на прозрачной пленке.	Волокна ткани должны быть ориентированы в необходимом направлении.
(14)	Осторожно снять с заплаты прозрачную пленку.	
(15)	Пользуясь валиком, плотно прикатать заплату к месту ремонта и удалить из нее излишки смолы.	
(16)	Наложить на слоистый материал внешний защитный слой.	
(17)	При необходимости закрыть слоистый материал вакуумным мешком.	См. схематический и (или) ремонтный чертеж.

Таблица 1. Пропорции составляющих клеящей пасты

Материал	Масса в граммах								
Смола с отвердителем	50	100	150	200	250	300	350	400	450
Хлопчатобумажное волокно	6	11,5	17	23	29	34,5	40	46	52
Аэросил	1,4	2,8	4,2	5,5	6,9	8,3	9,7	11,1	12,5

6. Клеящая паста (смола с наполнителем)

ВНИМАНИЕ: ПАСТУ ДЛЯ СКЛЕИВАНИЯ ДЕТАЛЕЙ, ИЗГОТОВЛЕННЫХ ИЗ САМОГАСЯЩЕЙСЯ СМОЛЫ ИЛИ ОТРЕМОНТИРОВАННЫХ С ЕЕ ПРИМЕНЕНИЕМ, НЕОБХОДИМО ТАКЖЕ ИЗГОТАВЛИВАТЬ ИЗ САМОГАСЯЩЕЙСЯ СМОЛЫ (СМ. ПОДРАЗДЕЛ 51-30).

Клеящая паста используется для склеивания элементов из стеклопластика/углепластика и ремонта промежуточных слоев слоистых конструкций с наполнителем. В состав клеящей пасты входит смола и наполнители. Отношение массы смолы к массе наполнителей указано в таблице 1. Взаимную пропорцию аэросила и микросфер можно изменять, однако общая масса смеси аэросила и микросфер должна оставаться неизменной.

7. Отверждение

Для обеспечения прочности конструкции из композиционных материалов эти материалы необходимо отвердить. Неправильное отверждение конструкции из композиционных материалов может привести к ее разрушению. Процесс отверждения состоит из двух этапов: предварительное отверждение и доотверждение. Ниже описывается типовой процесс отверждения.

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Для предварительного отверждения ремонтируемой детали необходимо в течение не менее 24 часов поддерживать ее температуру в пределах 20...25°C (68...77°F).	При отсутствии печи или камеры обогрева можно изготовить временный кожух вокруг ремонтируемого участка для задержания тепла от пожаробезопасного воздушного обогревателя.
ВНИМАНИЕ: НЕ ДОПУСКАТЬ ЧРЕЗМЕРНОГО ПОВЫШЕНИЯ ТЕМПЕРАТУРЫ ВО ВРЕМЯ ОТВЕРЖДЕНИЯ. СЛИШКОМ ВЫСОКАЯ ТЕМПЕРАТУРА МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ПОВРЕЖДЕНИЮ СТРУКТУРЫ КОМПОЗИЦИОННОГО МАТЕРИАЛА.		
(2)	Через 24 часа увеличить температуру ремонтируемого участка не менее чем до 65°C (149°F) и выдерживать ее в течение не менее 6 часов для завершения первого этапа доотверждения.	Температуру контролировать каждые 15 минут в течение первого часа, затем один раз в час.
(3)	Не менее чем через 6 часов увеличить температуру ремонтируемого участка как минимум до 80°C (176°F). Выдерживать данную температуру в течение не менее 14 часов для завершения последнего этапа доотверждения.	Последний этап доотверждения можно разделить на несколько подэтапов, однако в любом случае ремонтируемую деталь необходимо выдержать при температуре доотверждения в общей сложности в течение не менее 14 часов.

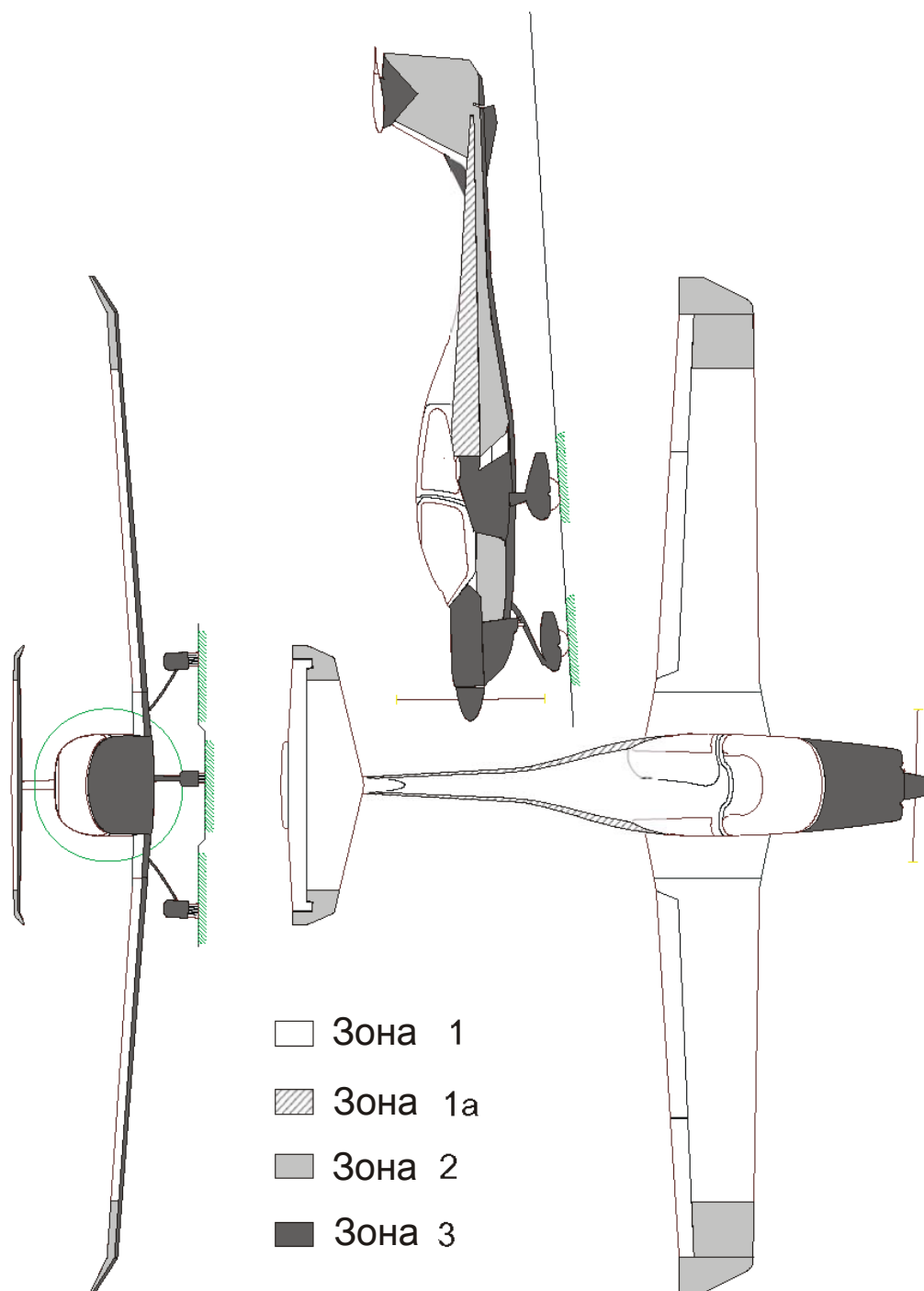


Рисунок 1. Схема окраски

8. Нанесение отделочного лакокрасочного покрытия

А. Схема окраски

ВНИМАНИЕ: САМОЛЕТ НЕОБХОДИМО ОКРАСИТЬ В СООТВЕТСТВИИ СО СХЕМОЙ ОКРАСКИ. НЕВЫПОЛНЕНИЕ ЭТОГО ТРЕБОВАНИЯ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ПОВРЕЖДЕНИЮ ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИИ САМОЛЕТА.

Поскольку максимальную прочность конструкции из композиционных материалов демонстрируют при температуре не более 54°C (129°F), внешние поверхности самолета необходимо окрасить белой краской в соответствии с разделом 04 настоящего руководства.

Исключениями являются регистрационные и предупредительные обозначения, которые наносятся с учетом следующих ограничений (см. рисунок 1):

- Зона 1. Нанесение регистрационных и предупредительных обозначений не допускается, за исключением трафаретов в соответствии с подразделом 11-20.
- Зона 1а. В отношении данной зоны действуют ограничения, установленные для зоны 1, однако допускается нанесение регистрационных знаков, отвечающих требованиям, установленным для зоны 2.
- Зона 2. Допускается нанесение регистрационных и предупредительных обозначений любой формы и любого цвета, однако средний коэффициент поглощения каждого участка размером 200х200 мм (8х8 дюймов) не должен превышать 0,5. Примеры обозначений, отвечающих данным критериям:
 - Регистрационные и предупредительные обозначения любой формы, выполненные цветами, коэффициент поглощения солнечной энергии которых не превышает 0,5 (например, светло-желтый или светло-зеленый цвет).
 - Регистрационные и предупредительные обозначения, выполненные любым цветом, при условии, что они не закрывают участок размером 200х200 мм (8х8 дюймов) более чем на 50 %. Одним из следствий данного условия является то, что ширина декоративных полос не должна превышать 100 мм (4 дюйма).
- Зона 3. Допускается нанесение регистрационных и предупредительных обозначений любой формы и любого цвета без каких-либо ограничений.

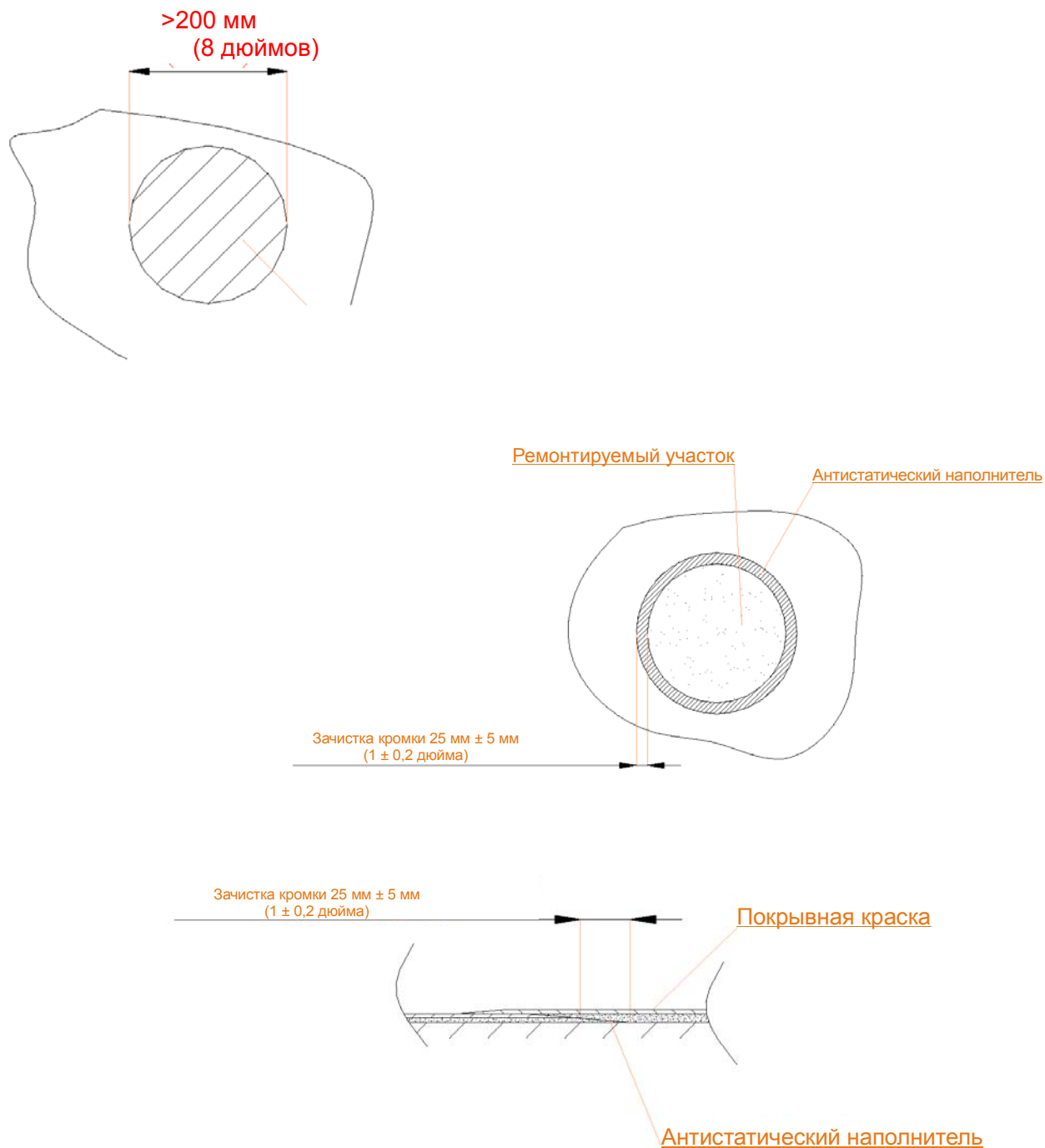


Рисунок 2. Зачистка лакокрасочного покрытия

В. Окраска ремонтируемого участка большого размера

См. рисунок 2. Данная процедура обязательна для выполнения, если диаметр окрашиваемого участка превышает 200 мм (8 дюймов).

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Осторожно зачистить края имеющегося лакокрасочного покрытия.	Не снимать слой антистатического наполнителя. Минимальная ширина зачистки: 25 мм (1 дюйм). Для обеспечения электрического контакта антистатического наполнителя существующего лакокрасочного покрытия с антистатическим наполнителем нового покрытия.
<p>ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: НЕ ДОПУСКАТЬ ПОПАДАНИЯ АЦЕТОНА, НАПОЛНИТЕЛЯ И КРАСКИ НА КОЖУ. ПОПАДАНИЕ АЦЕТОНА, НАПОЛНИТЕЛЯ И КРАСКИ НА КОЖУ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К РАЗВИТИЮ КОЖНЫХ ЗАБОЛЕВАНИЙ.</p> <p>ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: НЕ ДОПУСКАТЬ ВДЫХАНИЯ ПАРОВ АЦЕТОНА, НАПОЛНИТЕЛЯ И КРАСКИ. ПАРЫ АЦЕТОНА, НАПОЛНИТЕЛЯ И КРАСКИ МОГУТ ПРИВЕСТИ К РАЗВИТИЮ ЗАБОЛЕВАНИЙ.</p> <p>ВНИМАНИЕ: НАЛИЧИЕ СМАЗКИ И ПЫЛИ НА РЕМОНТИРУЕМОМ УЧАСТКЕ НЕ ДОПУСКАЕТСЯ. СМАЗКА И ПЫЛЬ ПРЕПЯТСТВУЮТ СВЯЗИ СЛОЕВ МАТЕРИАЛА.</p>		
(2)	Убедиться в чистоте ремонтируемого участка и отсутствии на нем загрязнений.	При необходимости очистить участок ацетоном и зашкурить повторно.
(3)	Нанести на ремонтируемый участок наполнитель с высоким содержанием сухого остатка.	Выполнять указания изготовителя наполнителя.
(4)	Дождаться отверждения наполнителя.	2 часа при температуре 45°C (113°F).
(5)	Слегка зашкурить наполнитель шкуркой с зернистостью 320 единиц.	
(6)	Убедиться в чистоте ремонтируемого участка и отсутствии на нем загрязнений.	При необходимости очистить участок ацетоном и зашкурить повторно.
(7)	Покрыть ремонтируемый участок двумя слоями антистатического аэрозольного наполнителя.	Выполнять указания изготовителя наполнителя.
(8)	Дождаться высыхания антистатического наполнителя.	При температуре 20...25°C (68...77°F), относительной влажности 60 - 75 %.
(9)	Осторожно зашкурить антистатический наполнитель шкуркой с зернистостью 320 единиц.	Максимально сохранить слой антистатического наполнителя. Не допускать полного снятия слоя по кромкам.

	Операции	Примечания/Ссылки
(10)	Убедиться в чистоте ремонтируемого участка и отсутствии на нем загрязнений.	При необходимости очистить участок ацетоном и зашкурить повторно.
(11)	Нанести покрывную краску.	Выполнять указания изготовителя краски.
(12)	Дождаться высыхания покрывной краски.	90 минут при температуре 45°C (113°F), затем 2 дня при температуре 20°C (68°F).

С. Окраска ремонтируемого участка небольшого размера

Данная процедура обязательна для выполнения, если диаметр окрашиваемого участка не превышает 200 мм (8 дюймов).

	Операции	Примечания/Ссылки
<p>ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: НЕ ДОПУСКАТЬ ПОПАДАНИЯ АЦЕТОНА, НАПОЛНИТЕЛЯ И КРАСКИ НА КОЖУ. ПОПАДАНИЕ АЦЕТОНА, НАПОЛНИТЕЛЯ И КРАСКИ НА КОЖУ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К РАЗВИТИЮ КОЖНЫХ ЗАБОЛЕВАНИЙ.</p> <p>ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: НЕ ДОПУСКАТЬ ВДЫХАНИЯ ПАРОВ АЦЕТОНА, НАПОЛНИТЕЛЯ И КРАСКИ. ПАРЫ АЦЕТОНА, НАПОЛНИТЕЛЯ И КРАСКИ МОГУТ ПРИВЕСТИ К РАЗВИТИЮ ЗАБОЛЕВАНИЙ.</p> <p>ВНИМАНИЕ: НАЛИЧИЕ СМАЗКИ И ПЫЛИ НА РЕМОНТИРУЕМОМ УЧАСТКЕ НЕ ДОПУСКАЕТСЯ. СМАЗКА И ПЫЛЬ ПРЕПЯТСТВУЮТ СВЯЗИ СЛОЕВ МАТЕРИАЛА.</p>		
(1)	Убедиться в чистоте ремонтируемого участка и отсутствии на нем загрязнений.	При необходимости очистить участок ацетоном и зашкурить повторно.
(2)	Нанести на ремонтируемый участок 2 слоя наполнителя с высоким содержанием сухого остатка.	Выполнять указания изготовителя наполнителя.
(3)	Дождаться отверждения наполнителя.	2 часа при температуре 45°C (113°F).
(4)	Слегка зашкурить наполнитель шкуркой с зернистостью 320 единиц.	
(5)	Убедиться в чистоте ремонтируемого участка и отсутствии на нем загрязнений.	При необходимости очистить участок ацетоном и зашкурить повторно.
(6)	Нанести покрывную краску.	Выполнять указания изготовителя краски.
(7)	Дождаться высыхания покрывной краски.	90 минут при температуре 45°C (113°F), затем 2 дня при температуре 20°C (68°F).

9. Ремонт

А. Ремонт класса 4

Ремонт незначительных царапин, следов истирания и аналогичных повреждений, кроме трещин и пробоев обшивки.

	Операции	Примечания/Ссылки
<p>ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: НЕ ДОПУСКАТЬ ПОПАДАНИЯ АЦЕТОНА НА КОЖУ. ЭТО МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К РАЗВИТИЮ КОЖНЫХ ЗАБОЛЕВАНИЙ.</p> <p>ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: НЕ ДОПУСКАТЬ ВДЫХАНИЯ ПАРОВ АЦЕТОНА. ЭТО МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К РАЗВИТИЮ ЗАБОЛЕВАНИЙ.</p>		
(1)	Зашкурить ремонтируемый участок шкуркой с зернистостью 150 единиц.	
(2)	Убедиться в чистоте ремонтируемого участка и отсутствии на нем загрязнений.	При необходимости очистить ацетоном.
(3)	Заполнить повреждения на ремонтируемом участке шпатлевкой.	Выполнять указания изготовителя шпатлевки. Шпатлевку наносить до первоначального контура элемента конструкции.
(4)	Дождаться отверждения шпатлевки.	5 - 20 минут.
(5)	Слегка зашкурить шпатлевку шкуркой с зернистостью 150 единиц.	
(6)	Нанести слой наполнителя (наполнителей) и слой краски.	См. п. 8.

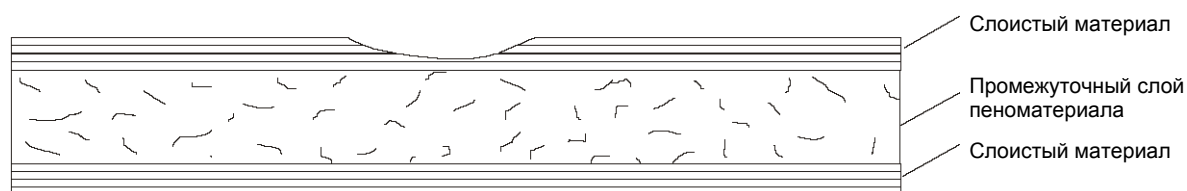
Таблица 2. Технические условия на материалы

№ стандарта WLB (немецкий авиационный стандарт)	Изготовитель и тип	Материал	Способ переплетения волокон	Плотность [г/м²]	Толщина [мм]	Ширина зачистки [мм]
8.4548.60	Interglas 92110	стеклоткань	саржевое 2/2	163	0.17	7
8.4551.60	Interglas 92125	стеклоткань	саржевое 2/2	280	0.30	12
8.4554.60	Interglas 92140	стеклоткань	саржевое 2/2	390	0.43	18
8.4520.6	Interglas 92145	стеклоткань	однаправленная	220	0.23	19
8.4525.60	Interglas 92146	стеклоткань	однаправленная	425	0.43	35
8.3520.80	Interglas 98141, Cramer CCC 452	углеткань	саржевое 2/2	200	0.30	18
	Cramer CCC 459 AI	углеткань с алюминиевым волоком	саржевое 2/2	220	0.32	20
	SGL Sigratex KDU 1034	углеткань	лента с однаправленным расположением волокон	380	0.40	80

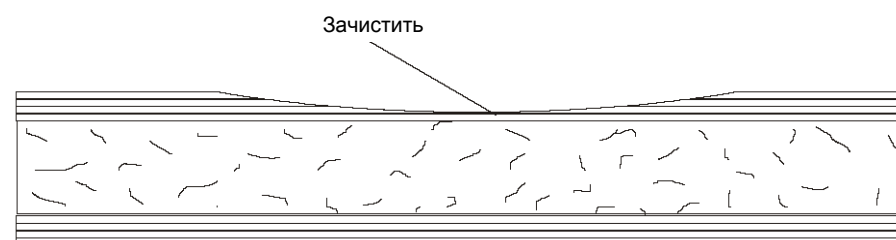
В. Ремонт класса 3

Небольшие отверстия или трещины в наружной обшивке при отсутствии внутреннего повреждения элемента, материала слоистой конструкции с заполнителем и внутренней обшивки.

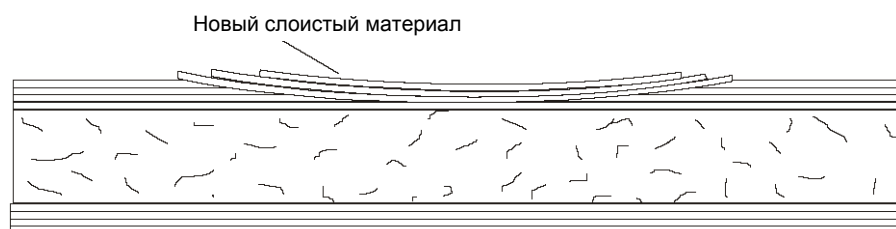
	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Убедиться в чистоте участка, прилегающего к повреждению.	
(2)	Внимательно осмотреть участок вокруг повреждения. Особое внимание обратить на отклеивание внутренних слоев слоистого материала друг от друга и от материала промежуточного слоя.	Для определения степени отклеивания (расслоения) провести диагностику методом низкоскоростного удара.
(3)	Удалить поврежденный и отслоившийся слоистый материал до материала без признаков отслоения слоев друг от друга и от материала промежуточного слоя.	См. рисунок 3. Пользоваться острым ножом или шлифовальным кругом.
(4)	Зачистить края ремонтируемого участка при помощи шлифовального круга или бруска.	Информацию о ширине зачистки см. в таблице 2.
(5)	Сосчитать количество слоев ткани, которые необходимо заменить.	Информацию о виде ткани и ориентации волокон см. на схематическом чертеже соответствующего элемента.
<p>ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: НЕ ДОПУСКАТЬ ПОПАДАНИЯ АЦЕТОНА НА КОЖУ. ЭТО МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К РАЗВИТИЮ КОЖНЫХ ЗАБОЛЕВАНИЙ.</p> <p>ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: НЕ ДОПУСКАТЬ ВДЫХАНИЯ ПАРОВ АЦЕТОНА. ЭТО МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К РАЗВИТИЮ ЗАБОЛЕВАНИЙ.</p> <p>ВНИМАНИЕ: НАЛИЧИЕ СМАЗКИ И ПЫЛИ НА РЕМОНТИРУЕМОМ УЧАСТКЕ НЕ ДОПУСКАЕТСЯ. СМАЗКА И ПЫЛЬ ПРЕПЯТСТВУЮТ СВЯЗИ СЛОЕВ МАТЕРИАЛА.</p>		
(6)	Очистить ремонтируемый участок.	После очистки от смазки и грязи при помощи ацетона зашкурить участок.



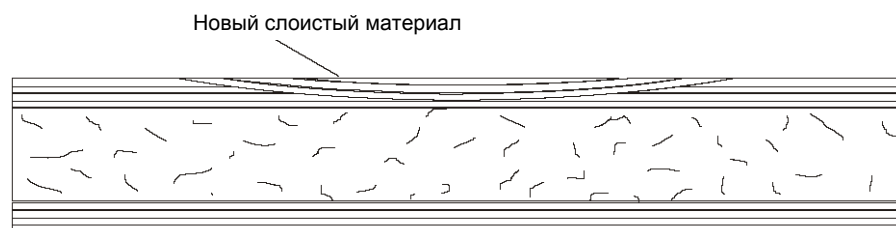
Удалить поврежденный / отслоившийся материал



Зачистить края ремонтируемого участка



Отремонтировать слоистый материал



Сгладить контуры материала

Рисунок 3. Типовой ремонт класса 3

	Операции	Примечания/Ссылки
<p>ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: НЕ ДОПУСКАТЬ ПОПАДАНИЯ СМОЛЫ НА КОЖУ. ПОПАДАНИЕ СМОЛЫ НА КОЖУ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К РАЗВИТИЮ КОЖНЫХ ЗАБОЛЕВАНИЙ.</p> <p>ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: НЕ ДОПУСКАТЬ ПОПАДАНИЯ СМОЛ, ОТВЕРДИТЕЛЕЙ И РАСТВОРИТЕЛЕЙ В РОТ И В ГЛАЗА. ЭТИ ВЕЩЕСТВА МОГУТ ПРИВЕСТИ К РАЗВИТИЮ ЗАБОЛЕВАНИЙ.</p>		
(7)	Отремонтировать слоистый материал.	Использовать один из 2 методов, описанных в п. 5.
(8)	Выполнить предварительное отверждение материала.	См. п. 7.
(9)	Выполнить доотверждение материала.	См. п. 7.
(10)	После полного доотверждения материала снять внешний защитный слой и зашлифовать поверхность ремонтируемого участка шкуркой.	
(11)	Зачистить поверхность ремонтируемого участка так, чтобы конечная поверхность ремонтируемого участка была немного ниже поверхности прилегающего первоначального покрытия.	Использовать шкурку зернистостью 150 единиц для нанесения покрывного слоя.
(12)	Нанести слой наполнителя (наполнителей) и слой краски.	См. п. 8.

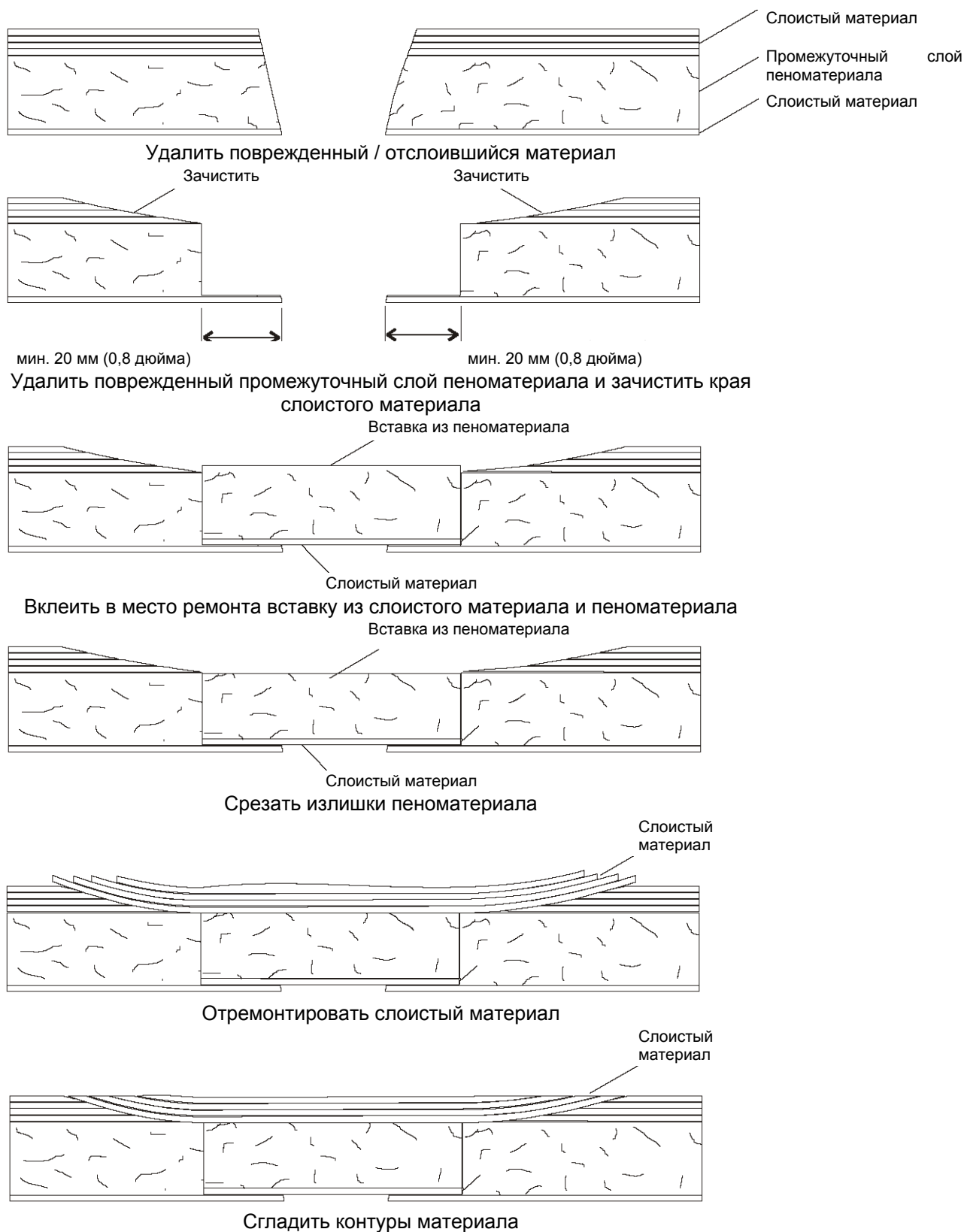


Рисунок 4. Типовой ремонт класса 2

С. Ремонт класса 2

Отверстия и трещины, проходящие сквозь обе обшивки элемента, имеющего слоистую конструкцию с заполнителем. Размер повреждения промежуточного слоя должен ограничиваться кругом диаметром 75 мм (3 дюйма).

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Убедиться в чистоте участка, прилегающего к повреждению.	
(2)	Внимательно осмотреть участок вокруг повреждения. Особое внимание обратить на отклеивание внутренних слоев слоистого материала друг от друга и от промежуточного слоя пеноматериала.	Для определения степени отклеивания (расслоения) провести диагностику методом низкоскоростного удара.
(3)	Удалить поврежденный внешний материал или внешний материал, отклеившийся от промежуточного слоя пеноматериала. Кромка слоистого материала должна быть приклеена к промежуточному слою пеноматериала.	См. рисунок 4.
(4)	Удалить поврежденный промежуточный слой пеноматериала.	Промежуточный слой пеноматериала удалить на ширину, достаточную для образования кромки шириной не менее 20 мм (0,8 дюйма) вокруг внешнего контура поврежденного участка. См. рисунок 4.
(5)	Зачистить края внешнего слоя слоистого материала на ремонтируемом участке при помощи шлифовального круга или бруска.	Информацию о ширине зачистки см. в таблице 2.
<p>ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: НЕ ДОПУСКАТЬ ПОПАДАНИЯ АЦЕТОНА НА КОЖУ. ЭТО МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К РАЗВИТИЮ КОЖНЫХ ЗАБОЛЕВАНИЙ.</p> <p>ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: НЕ ДОПУСКАТЬ ВДЫХАНИЯ ПАРОВ АЦЕТОНА. ЭТО МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К РАЗВИТИЮ ЗАБОЛЕВАНИЙ.</p> <p>ВНИМАНИЕ: НАЛИЧИЕ СМАЗКИ И ПЫЛИ НА РЕМОНТИРУЕМОМ УЧАСТКЕ НЕ ДОПУСКАЕТСЯ. СМАЗКА И ПЫЛЬ ПРЕПЯТСТВУЮТ СВЯЗИ СЛОЕВ МАТЕРИАЛА.</p>		
(6)	Очистить ремонтируемый участок.	Чистку ацетоном выполнять только при загрязнении смазкой или грязью поверхности ремонтируемого участка.
(7)	Отрезать кусок пеноматериала промежуточного слоя и придать ему форму, необходимую для установки вместо поврежденной части промежуточного слоя пеноматериала, удаленной при выполнении п. 4.	Для отрезания пользоваться острым ножом.
(8)	Подготовить слои ткани в количестве, необходимом для изготовления заплаты на внутреннюю поверхность промежуточного слоя пеноматериала.	Информацию о виде ткани и ориентации волокон см. на схематическом чертеже соответствующего элемента.

	Операции	Примечания/Ссылки
<p>ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: НЕ ДОПУСКАТЬ ПОПАДАНИЯ СМОЛЫ НА КОЖУ. ПОПАДАНИЕ СМОЛЫ НА КОЖУ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К РАЗВИТИЮ КОЖНЫХ ЗАБОЛЕВАНИЙ.</p> <p>ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: НЕ ДОПУСКАТЬ ПОПАДАНИЯ СМОЛ, ОТВЕРДИТЕЛЕЙ И РАСТВОРИТЕЛЕЙ В РОТ И В ГЛАЗА. ЭТИ ВЕЩЕСТВА МОГУТ ПРИВЕСТИ К РАЗВИТИЮ ЗАБОЛЕВАНИЙ.</p>		
(9)	<p>Подготовить кусок пеноматериала промежуточного слоя для вставки в ремонтируемый участок:</p> <ul style="list-style-type: none"> – Покрыть пеноматериал тонким слоем смолы. – Покрыть пеноматериал тонким слоем смолы с наполнителем. – Наложить внутренние слои ткани на внутреннюю поверхность промежуточного слоя пеноматериала. Волокна ткани должны быть ориентированы в необходимом направлении. 	<p>См. п. 6.</p> <p>Использовать один из двух методов, описанных в п. 5.</p>
(10)	Нанести тонкий слой смолы на место ремонта.	
(11)	Установить на место ремонта заплату для промежуточного слоя пеноматериала и внутренней обшивки из слоистого материала.	
(12)	Выполнить предварительное отверждение материала.	См. п. 7.
(13)	Зачистить края промежуточного слоя пеноматериала на ремонтируемом участке до необходимой формы при помощи шлифовального круга или бруска.	См. рисунок 4.
(14)	Очистить место ремонта.	
(15)	Покрыть пеноматериал на месте ремонта тонким слоем смолы с наполнителем.	
(16)	Нанести тонкий слой смолы на зачищенные кромки внешней обшивки из слоистого материала на месте ремонта.	
(17)	Отремонтировать внешнюю обшивку из слоистого материала.	Использовать один из двух методов, описанных в п. 5.
(18)	Выполнить предварительное отверждение материала.	См. п. 7.
(19)	Выполнить доотверждение материала.	См. п. 7.

	Операции	Примечания/Ссылки
(20)	После полного доотверждения материала снять все внешние защитные слои и зашлифовать поверхность ремонтируемого участка шкуркой.	
(21)	Зачистить поверхность ремонтируемого участка так, чтобы конечная поверхность ремонтируемого участка была немного ниже поверхности прилегающего первоначального покрытия.	Использовать шкурку зернистостью 150 единиц для нанесения покрывного слоя.
(22)	Нанести слой наполнителя (наполнителей) и слой краски.	См. п. 8.

Страница намеренно оставлена пустой

Подраздел 51-30

Материалы

1. Общие сведения

При ремонте самолета DA 40 NG использовать только разрешенные к применению материалы утвержденных изготовителей.

Примечание: При отсутствии необходимых для ремонта материалов следует обратиться в компанию Diamond Aircraft Industries за информацией о возможности применения альтернативных материалов.

2. Разрешенные к применению материалы

A. Смола с отвердителем

Смола : L 285

Отвердитель : H 286

Пропорция смешивания : 100 частей смолы на 40 ± 2 части отвердителя (по массе)

ВНИМАНИЕ: СМОЛА L940 С ОТВЕРДИТЕЛЕМ H286 ОТНОСИТСЯ К САМОГАСЯЩЕМУСЯ ТИПУ. ЕЕ РАЗРЕШАЕТСЯ ПРИМЕНЯТЬ ТОЛЬКО ДЛЯ РЕМОНТА ДЕТАЛЕЙ КАПОТОВ.

Смола : L 940 (самогасящаяся)

Отвердитель : H 286

Пропорция смешивания : 100 частей смолы на 21 ± 2 части отвердителя (по массе)

Поставщик : Hexion Speciality Chemicals Stuttgart GmbH

Am Ostkai 21/22

D-70327 Stuttgart, Germany (Германия)

Телефон: +49-711-323081

Факс: +49-711-3280041

В. Стеклоткань

№ стандарта WLB (немецкий авиационный стандарт)	Способ переплетения волокон	Плотность [г/м ²]	Тип Interglas	Тип Porcher
8.4548.60	саржевое 2/2	163	92110	917
8.4551.60	саржевое 2/2	280	92125	3063
8.4554.60	саржевое 2/2	390	92140	1989
8.4520.6	однаправленная	220	92145	
8.4525.60	однаправленная	425	92146	

Все виды тканей изготовлены из бесщелочного стекла типа Е с покрытием I 550 или РТ 55 и отвечают требованиям германского авиационного стандарта LN 9169.

Поставщик ткани типа Interglas: Rudolf Usner GmbH

Am Ausferngenufer 4
A-5400 Hallein, Austria (Австрия)
Телефон: +43-6245-81516
Факс: +43-6245-81516-40

Поставщик ткани типа Porcher: Porcher Industrietextilien GmbH

Holzgraben 13/15
D-52062 Aachen, Germany (Германия)
Телефон: +49-241-48225
Факс: +49-241-48229

С. Углеткань

№ стандарта WLB (немецкий авиационный стандарт)	Способ переплетения волокон	Плотность [г/м ²]	Тип Interglas	Тип Cramer	Тип SGL
8.3520.80	саржевое 2/2	200	98141	CCC 452	
	саржевое 2/2 с алюминиевым волоконном	220		CCC 459 Al	
	однонаправленная, лента	380			Sigratex KDU 1034

Ткань отвечает требованиям немецкого авиационного стандарта LN 9169.

Поставщик ткани типа Interglas: Rudolf Usner GmbH (см. выше)

Поставщик ткани типа Cramer: CCC C. Cramer & Co

Postfach 2163

D-48616 Heek-Nienborg, Germany (Германия)

Телефон: +49-2568-9315-34

Факс: +49-2568-9315-93

Поставщик тканой ленты типа SGL: SGL Technik GmbH

Wernen von Siemens-Str. 8

D-86405 Meitingen, Germany (Германия)

Телефон: +49-8271-832152

Факс: +49-8271-831427

D. Внешний защитный слой

Тип: PA 20-63, отвечает требованиям стандарта LN 98690
Поставщик: Strübel Vertriebs GbR
Herrlingerstr. 36/1
D-89081 Ulm, Germany (Германия)
Телефон: +49-731-388577-1, -2
Факс: +49-731-9387353

E. Материал промежуточного слоя слоистых конструкций с наполнителем

Тип : Жесткий пеноматериал (ПВХ) Divinycell H 60
Толщина : 3 мм, 6 мм, 8 мм
Поставщик : Conti Tech Kautschuk- und KunststoffvertriebsgesmbH Industriestr. 31
A-2353 Guntramsdorf, Austria (Австрия)
Телефон: +43-2236-49101-0
Факс: +43-2236-49101-49
Тип : Airex C70.55, Airex C71.55
Изготовитель : Alcan
Поставщик : Polychem HandelsgesmbH
Markt Allhau Nr. 463
A-7411 Markt Allhau, Austria (Австрия)
Телефон: +43-3356-20444
Факс: +43-3356-20445
Эл. почта: chemie@polychem.at

F. Наполнители для смолы

(1) Хлопчатобумажное волокно FB1/035

Поставщик : Rudolf Usner GmbH (см. выше)

(2) Silcell 300

Поставщик : Joh. Klinghuber & Söhne Handelsgesellschaft mbH
Wallgasse 21
A-1060 Vienna, Austria (Австрия)
Телефон: +43-1-5974712-0
Факс: +43-1-5974712-16

(3) Aerosil 380

Поставщик : Polychem HandelsgesmbH
Markt Allhau Nr. 463
A-7411 Markt Allhau, Austria (Австрия)
Телефон: +43-3356-20444
Факс: +43-3356-20445
Эл. почта: chemie@polychem.at

G. Материалы для внешней окраски

(1) Шпатлевка

(a)

Марка : Sikkens Polysoft
Изготовитель : Akzo Nobel
Поставщик : Akzo Nobel Coatings GesmbH
Baudißg. 10
A-1110 Vienna, Austria (Австрия)
Телефон: +43-1-7674488
Факс: +43-1-7674488-33

или (b)

Марка : ICI P551-1052
Изготовитель : ICI Paints, Berkshire, Great Britain (Великобритания)
Поставщик : ICI Autocolor der PPG (Austria) Handels GmbH
Rautenweg 15
A-1220 Vienna, Austria (Австрия)
Телефон: +43-1-2562704-53
Факс: +43-1-2562700-47

(2) Наполнитель с высоким содержанием сухого остатка

Марка : наполнитель с высоким содержанием сухого остатка ICI P565-889
Изготовитель : ICI Paints, Berkshire, Great Britain (Великобритания)
Поставщик : ICI Autocolor (см. выше)

(3) Антистатический наполнитель

Марка : аэрозольный наполнитель Durodur 2923-011P
Изготовитель : Morton International GmbH, Strullendorf, Germany (Германия)
Поставщик : Lorenz Industrielacke
Wiener Str. 22
A-3002 Purkersdorf, Austria (Австрия)
Телефон : +43-2231-633499
Факс : +43-2231-61503

(4) Покрывная краска

(a) Durodur

Марка : Durodur 3067-R916g; цвет: RAL 9016 (белый) или DB 147 (белый)
Изготовитель : Morton International GmbH, Strullendorf, Germany (Германия)
Поставщик : Lorenz Industrielacke (см. выше)
или

(b) ICI

Марка : ICI Turbo Plus P488-1111; цвет RAL 9016 (белый) или DB 147 (белый)
Изготовитель : ICI Paints, Berkshire, Great Britain (Великобритания)
Поставщик : ICI Autocolor
Bachstr. 75
A-5020 Salzburg, Austria (Австрия)
Телефон: +43-662-643681
Факс: +43-662-643686

Н. Материалы для внутренней окраски

(1) Шпатлевка

(a)

Марка : Sikkens Polysoft
Изготовитель : Akzo Nobel
Поставщик : Akzo Nobel Coatings GesmbH (см. выше)

или (b)

Марка : ICI P551-1052
Изготовитель : ICI Paints, Berkshire, Great Britain (Великобритания)
Поставщик : ICI Autocolor (см. выше)

(2) Покрывная краска

Противобликовый
козырек : Nuvovern DS 10/1 + Nuvovern ACR
Крышка главной
приборной панели : Nuvovern DS 10/1 + Nuvovern ACR
Другие внутренние
элементы : Nuvovern DS 10/1
Изготовитель : Mäder Lacke AG, Killwangen, Switzerland (Швейцария)
Поставщик : Walter Mäder GmbH
Wiener Str. 99
A-2514 Traiskirchen, Austria (Австрия)
Телефон: +43-2252-53038
Факс: +43-2252-52297

I. Огнестойкая краска

(1) Courtaulds

Огнестойкая краска : Courtaulds Aerospace N 56582/T508 (белая)
Покрывной лак : Courtaulds Aerospace 4232-0303
Отвердитель : Courtaulds Aerospace N 39/1327 (4:1)
Поставщик : PRO-DeSoto Deutschland GmbH
Aerospace Coatings
Lauenburger Landstr. 11
D-21039 Börnsen, Germany (Германия)
Телефон: +49-40-742193-10
Факс: +49-40-742139-69

(2) Hensel

Огнестойкая краска : Hensotherm 2 KS (белая)
Покрывная краска : Hensotop 84 f
Поставщик : Rudolf Hensel GmbH
Lack- und Farbenfabrik
Süderstraße 235
D-20537 Hamburg, Germany (Германия)
Телефон: +49-40-214093
Факс: +49-40-214783

J. Акриловый стеклоцемент

Марка : полицемент Acrifix 92
Изготовитель : Röhm, Darmstadt, Germany (Германия)
Поставщик : Röhm Austria GmbH (см. выше)

Подраздел 51-40

Крепежные детали

1. Общие сведения

В данном подразделе приводится информация о крепежных деталях, которые используются для крепления люков, панелей и капотов.

2. Описание

В конструкции самолета DA 40 NG применяется два основных вида крепежных деталей: быстросъемные замки типа Camlock, которые используются для крепления часто демонтируемых люков и панелей, например, капота двигателя, и винты для крепления всех остальных люков и панелей.

Быстросъемный замок типа Camlock показан на рисунке 1. Замок состоит из трех частей: гнездо с направляющими для штифтов, втулка и шпилька. Гнездо крепится к элементу конструкции заклепками. Вставной узел крепится к люку или панели пружинным кольцом, шпилька удерживается во вставном узле пружиной сжатия.

Т-образный конец шпильки входит в паз гнезда. При повороте шпильки на 90° по часовой стрелке она зацепляется за направляющие гнезда и подтягивает люк или панель на место. При повороте шпильки на 90° по часовой стрелке до упора Т-образный конец шпильки зацепляется за небольшой вырез в направляющих; при этом пружина сжатия удерживает вставной узел в положении фиксации.

Применяются шпильки различной длины — короткие для люков или панелей малой толщины и длинные для люков или панелей большей толщины. В одних и тех же положениях на самолетах с разными серийными номерами могут быть установлены шпильки разной длины, поскольку толщина элементов из композиционных материалов может быть различной.

При замене замка необходимо убедиться, что шпилька устанавливаемого замка имеет требуемую длину.

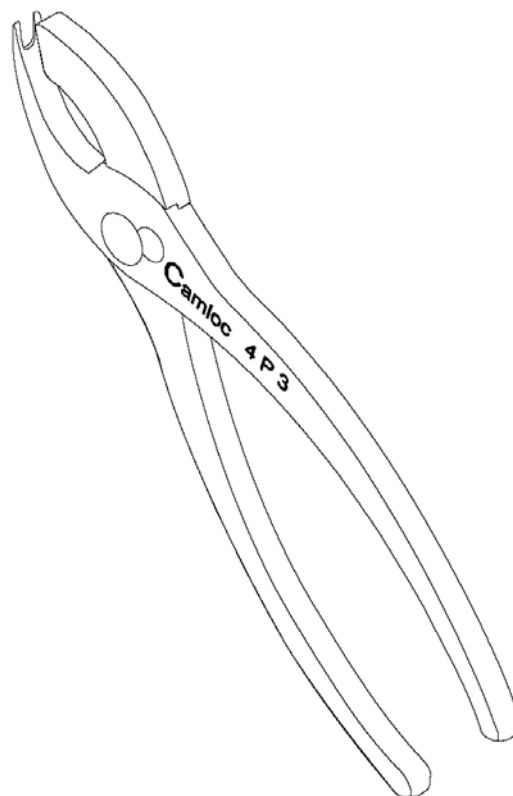
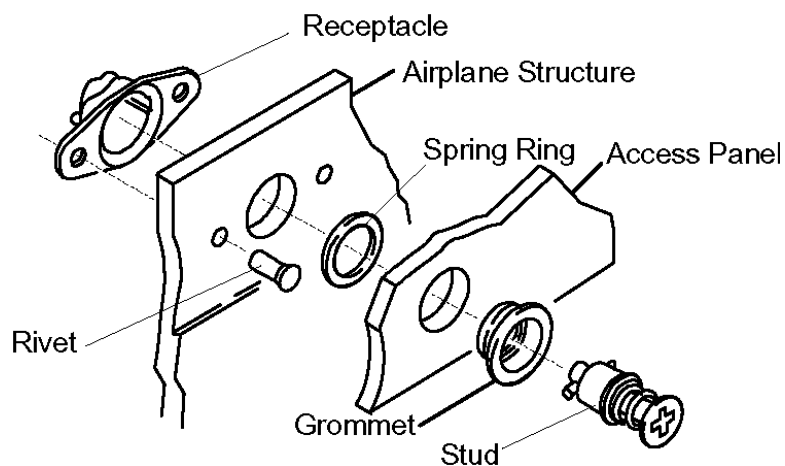


Рисунок 1. Быстросъемный замок

Порядок технического обслуживания

1. Общие сведения

В данном подразделе описывается порядок замены шпильки быстросъемного замка крепления люка подхода или съемной панели.

2. Замена шпильки быстросъемного замка

А. Оборудование

Наименование	Количество	Шифр
Клещи для снятия и установки шпилек.	1	Camloc 4 P 3.

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	<p>Снять поврежденный вставной узел:</p> <ul style="list-style-type: none"> – Повернуть шпильку на 90° против часовой стрелки для ее высвобождения из гнезда. – Установить клещи для снятия и установки шпилек Camloc U-образной губой под край вставного узла. – Сжать вставной узел и снять его с втулки. 	<p>Если он установлен.</p> <p>См. рисунок 1.</p> <p>Повернуть вставной узел относительно оси замка приблизительно на 30°.</p>
(2)	<p>Установить новый вставной узел:</p> <ul style="list-style-type: none"> – Подобрать вставной узел требуемой длины. – Установить вставной узел в U-образную губу клещей для снятия и установки шпилек Camloc. – Сжать вставной узел клещами и снять его с втулки. – Зацепить шпильку в гнезде и зафиксировать ее, повернув на 90° по часовой стрелке. 	<p>Повернуть вставной узел относительно оси замка приблизительно на 30°.</p>

Страница намеренно оставлена пустой

Подраздел 51-60

Балансировка рулевых поверхностей

1. Общие сведения

В данном подразделе описывается порядок взвешивания и измерения остаточного момента рулевых поверхностей.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: ВЗВЕШИВАНИЕ И БАЛАНСИРОВКУ РУЛЕВОЙ ПОВЕРХНОСТИ НЕОБХОДИМО ВЫПОЛНЯТЬ КАЖДЫЙ РАЗ ПОСЛЕ ЛЮБЫХ РАБОТ, КОТОРЫЕ МОГУТ ПРИВЕСТИ К ИЗМЕНЕНИЮ МАССЫ ИЛИ БАЛАНСИРОВКИ РУЛЕВОЙ ПОВЕРХНОСТИ. РАЗБАЛАНСИРОВКА РУЛЕВОЙ ПОВЕРХНОСТИ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ВОЗНИКНОВЕНИЮ ФЛАТТЕРА И РАЗРУШЕНИЮ КОНСТРУКЦИИ.

Правильная балансировка рулевых поверхностей является неотъемлемым условием обеспечения безопасности полетов. Рулевую поверхность необходимо демонтировать, выполнить ее взвешивание и балансировку в следующих случаях:

- Любой ремонт рулевой поверхности.
- Окраска рулевой поверхности.
- Сообщение о вибрации или флаттере рулевой поверхности в полете.

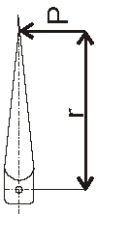
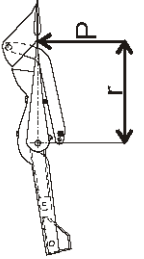
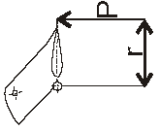
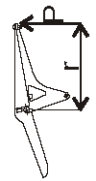

Взвешивание рулевой поверхности можно выполнять любым удобным способом. При использовании каких-либо приспособлений (например, стропы) для крепления рулевой поверхности к взвешивающему устройству необходимо взвесить данное приспособление отдельно и вычесть его массу из общего значения. Например, при использовании такелажной стропы в качестве вспомогательного приспособления для взвешивания элерона на пружинных весах:

- Общая масса элерона и такелажной стропы = 3,8 кг
- Общая масса такелажной стропы = 0,7 кг
- Масса элерона = 3,8 кг - 0,7 кг = 3,1 кг

При балансировке рулевой поверхности угол отклонения рулевой поверхности должен соответствовать указанному в Протоколе контроля массы и остаточного момента.

Для балансировки закрылков, элеронов, руля высоты и триммера руля высоты рекомендуется продеть через подшипники узлов навески стержень подходящей длины и опереть его в двух точках так, чтобы обеспечить горизонтальность балансируемой рулевой поверхности.

При балансировке руля направления руль должен опираться на верхний шарнир и нижний монтажный кронштейн. Осевая линия руля направления должна располагаться горизонтально.

	Руль направления	Руль высоты	Триммер	Элерон		Закрылок	
				правый	левый	правый	левый
Масса с баланси- ровочным грузом	от 3,5 до 4,4 кг (от 7,72 до 9,7 фунта)	от 5,7 до 6,9 кг (от 12,57 до 15,21 фунта)	от 0,28 до 0,39 кг (от 0,617 до 0,860 фунта)	от 2,6 до 3,15 кг (от 5,73 до 6,94 фунта)	от 4,0 до 4,8 кг (от 8,82 до 10,58 фунта)		
балансировочный груз		Центр:					
[кг] или [фунты]		Левая сторона:					
		Правая сторона					
P							
r							
Остаточ- ный момент	от 35,6 до 45,8 кг-см (от 30,9 до 39,75 дюйм-фунта)	от -5,0 до 0,0 кг-см (от -4,34 до 0,00 дюйм- фунта)	от 1,0 до 1,5 кг-см (от 0,868 до 1,302 дюйм-фунта)	от -5,1 до -2,0 кг-см (от -4,43 до -1,74 дюйм-фунта)	от 23,4 до 31,1 кг-см (от 20,31 до 26,99 дюйм- фунта)		
нон. знач.							
факт. знач.							
$M = P * r$	осевая линия в горизонтальном положении	осевая линия в горизонтальном положении	осевая линия в горизонтальном положении	верхняя поверхность горизонтально	верхняя поверхность горизонтально		
P ... [кг] или [фунты]							
r ... [см] или [дюймы]							

Расчет. $M = P * r$ Где M — остаточный момент, г (см или дюймы) — расстояние между осью навески и точкой приложения силы P (кг или фунты).

Примечания. Положительные моменты действуют в направлении кабрирования, отрицательные — в направлении пикирования.

Руль направления — значения массы и остаточного момента с нижним узлом навески и триммером.

Руль высоты — значения массы и остаточного момента с триммером, кабанчиком и тягами управления триммером.

Элерон — значения массы и остаточного момента с кабанчиком, триммером и узлами навески.

Закрылки — значения массы и остаточного момента с кабанчиком и узлами навески.

Рисунок 1. Протокол контроля массы и остаточного момента

Значения массы и остаточного момента рулевых поверхностей самолета DA 40 NG см. на рисунке 1.

Уложить руль направления в горизонтальном положении, оперев его по оси вращения любым удобным способом.

Руль направления должен свободно вращаться относительно оси вращения.

Перед взвешиванием и балансировкой снять упорные болты с нижнего монтажного кронштейна.

Остаточный момент стремится опустить хвостовую часть рулевой поверхности вниз.

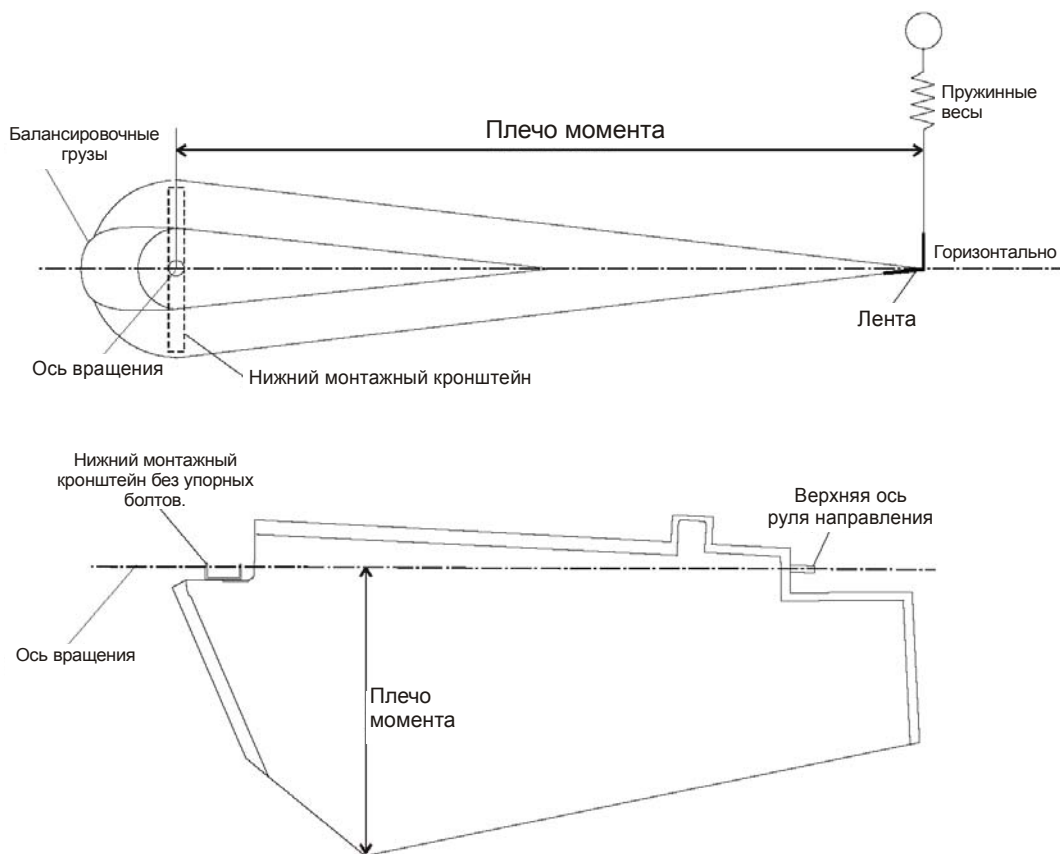


Рисунок 2. Статическая балансировка руля направления

Уложить руль высоты в горизонтальном положении, оперев его по оси вращения любым удобным способом.

Руль высоты должен свободно вращаться относительно оси вращения.

Балансировка осуществляется с триммером, тягой триммера и кабачником.

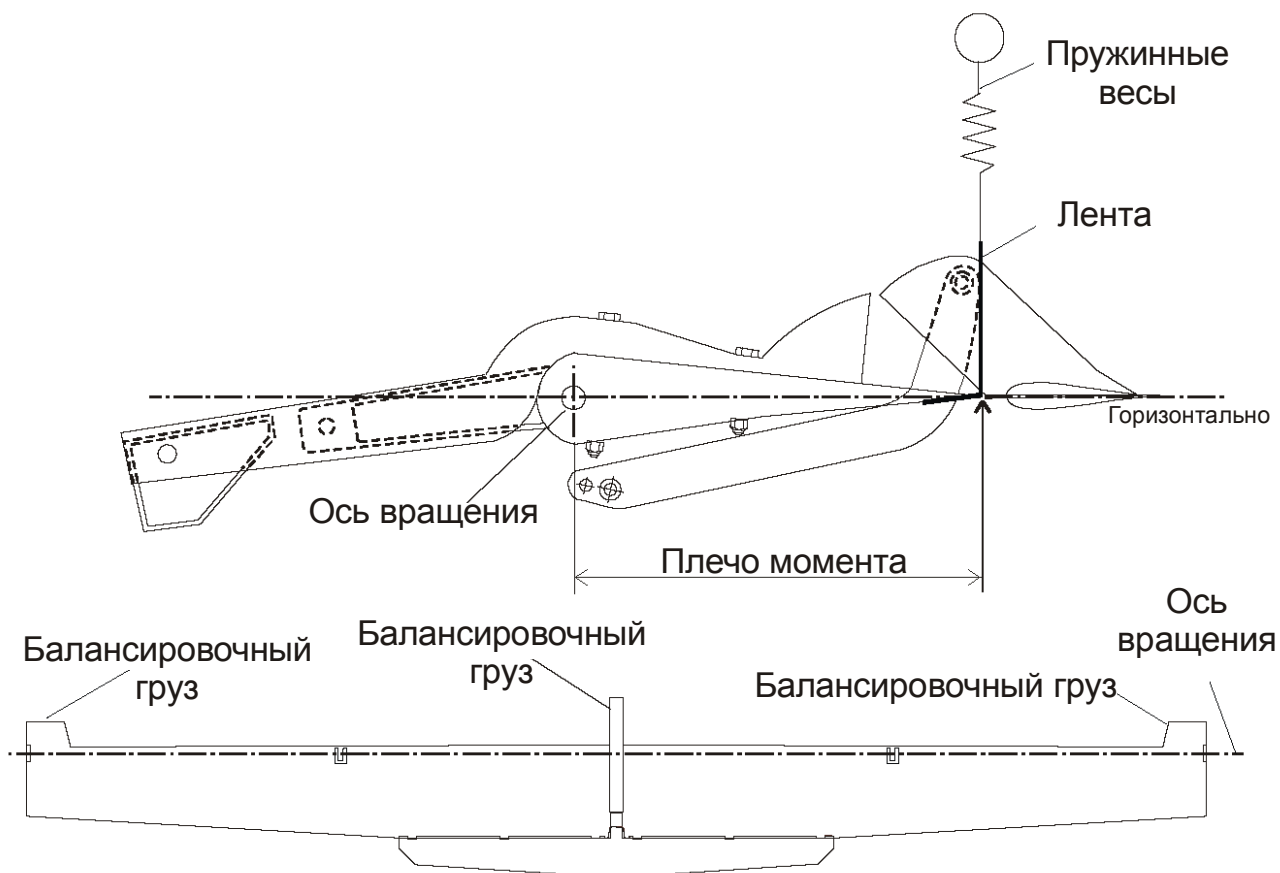


Рисунок 3. Статическая балансировка руля высоты

Значения массы и остаточного момента рулевых поверхностей самолета DA 40 NG см. на рисунке 1.
Уложить триммер в горизонтальном положении, оперев его по оси вращения любым удобным способом.
Триммер должен свободно вращаться относительно оси вращения.
Остаточный момент стремится опустить хвостовую часть рулевой поверхности вниз.

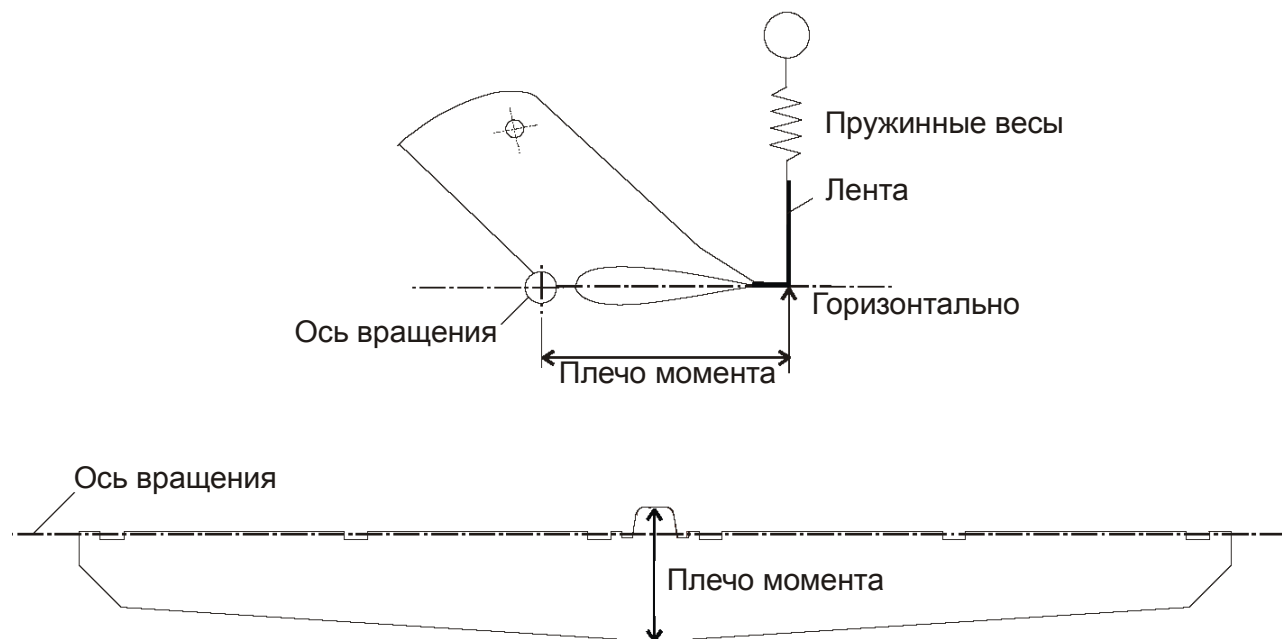


Рисунок 4. Статическая балансировка триммера

Значения массы и остаточного момента рулевых поверхностей самолета DA 40 NG см. на рисунке 1.
Уложить элерон в горизонтальном положении, оперев его по оси вращения любым удобным способом.
Элерон должен свободно вращаться относительно оси вращения.
Балансировка осуществляется с кабачком, триммером и узлами навески.

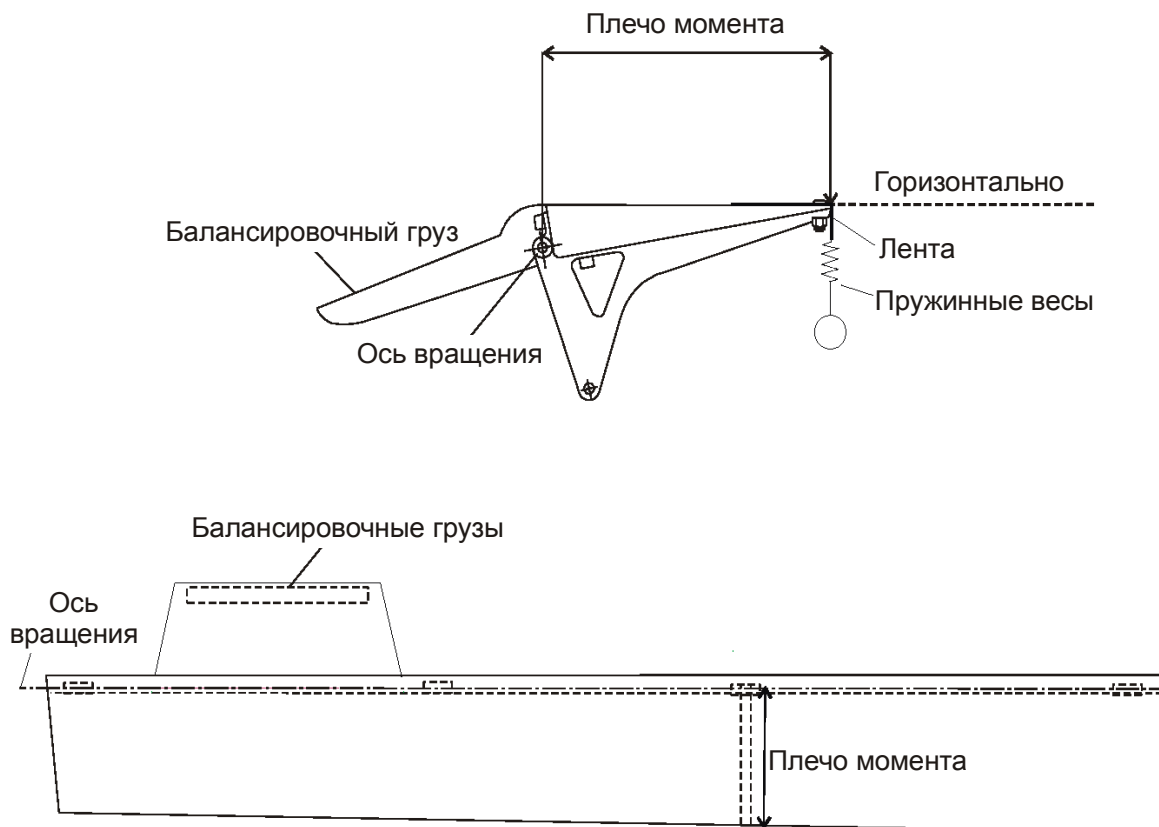


Рисунок 5. Статическая балансировка элерона

Значения массы и остаточного момента рулевых поверхностей самолета DA 40 NG см. на рисунке 1.

Уложить закрылок в горизонтальном положении, оперев его по оси вращения любым удобным способом.

Закрылок должен свободно вращаться относительно оси вращения.

Балансировка осуществляется с кабачком и узлами навески.

Остаточный момент стремится опустить хвостовую часть рулевой поверхности вниз.

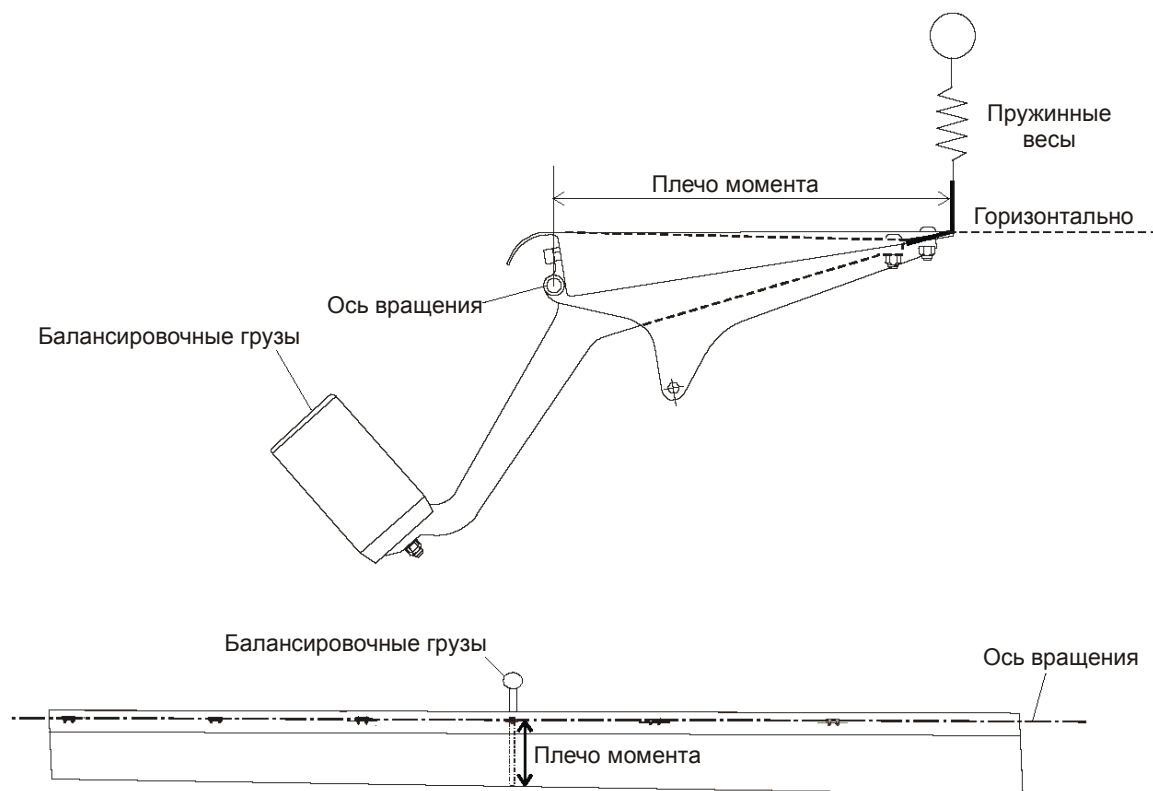


Рисунок 6. Статическая балансировка закрылка

Страница намеренно оставлена пустой

Подраздел 51-80

Система металлизации

1. Общие сведения

Система металлизации обеспечивает молниезащиту самолета. Поскольку самолет DA 40 NG изготовлен из неэлектропроводных композиционных материалов, для выравнивания электрических потенциалов его частей необходима специальная система металлизации. Без этой системы конструкция из композиционных материалов не обладает необходимой электропроводностью.

Подробную информацию о статических разрядниках см. в подразделе 23-60.

2. Описание

Упрощенная принципиальная схема системы металлизации показана на рисунке 1.

Основной частью системы металлизации является система молниезащитных шин, состоящая из трубок и полос из алюминиевого сплава с высокой электропроводностью.

Система молниезащитных шин состоит из продольной и поперечной подсистем. Шины продольной подсистемы проходят от блока цилиндров двигателя через моторную раму, противопожарную перегородку, кабину, хвостовую часть фюзеляжа и хвостовое оперение в руль высоты. Шины поперечной подсистемы соединяют законцовку левого крыла с законцовкой правого крыла. Поперечная подсистема соединяется с продольной в полу кабины под передними креслами.

Все токопроводящие элементы (например, обшивка крыла, топливные баки, системы управления, шасси, двигатель и т.д.) и пластины заземления антенн соединяются полосами и плетеными перемычками с системой молниезащитных шин.

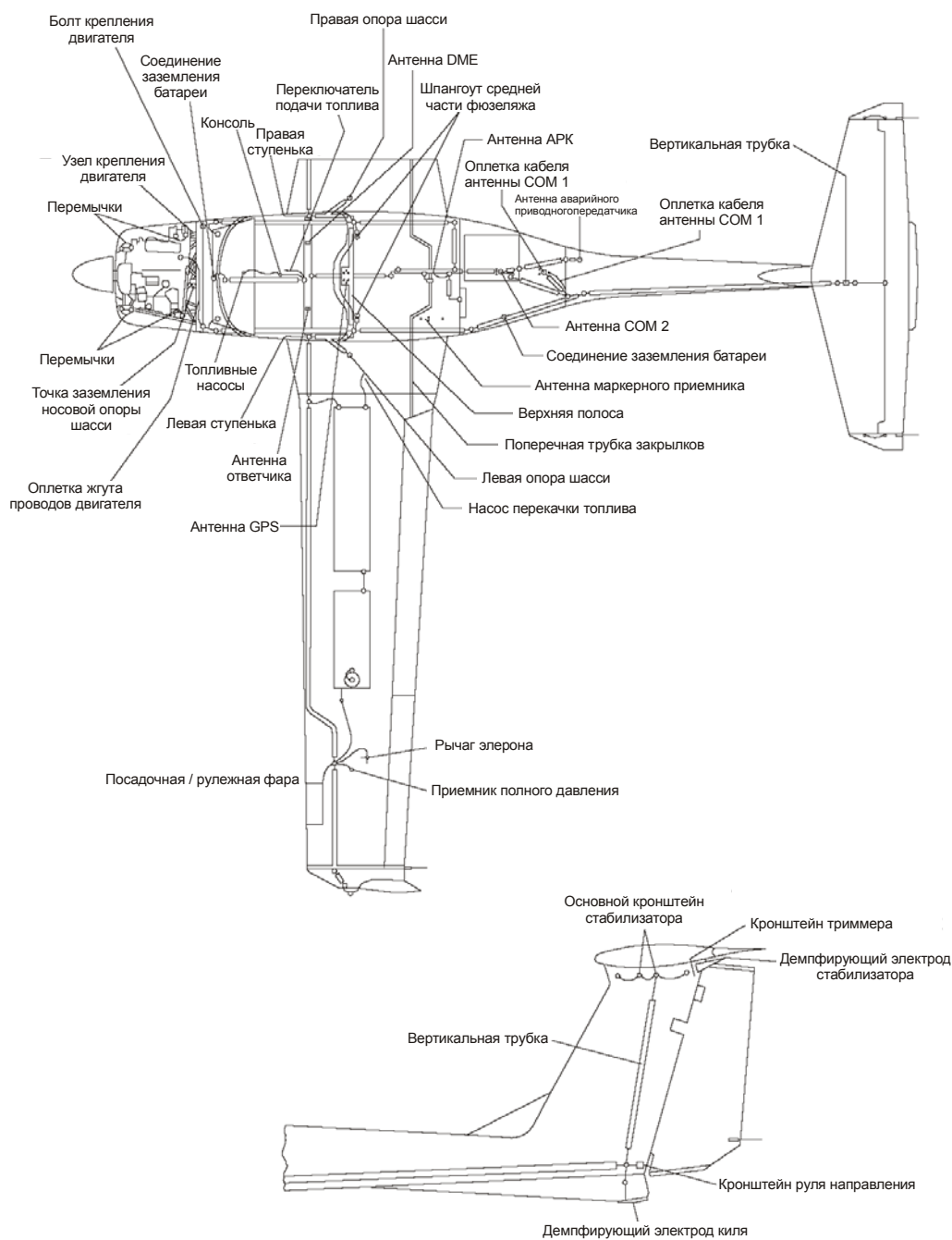


Рисунок 1. Принципиальная схема системы молниезащиты и металлизации самолета

Система молниезащиты самолета обладает также следующими особенностями:

- Алюминиевые трубки системы молниезащиты также служат кабелепроводами для электрических кабелей.
- Нижняя обшивка крыльев, элементы обшивки фюзеляжа, каркас фонаря кабины и каркас задней двери изготовлены из углепластика. Углепластик обладает электропроводностью.
- Верхняя обшивка крыльев и капот двигателя изготовлены из углепластика с добавлением алюминиевого волокна. Углепластик с добавлением алюминиевого волокна обладает электропроводностью.
- Система молниезащитных шин отделена от топливных баков передними лонжеронами крыльев.
- В конструкцию стабилизатора включена молниезащитная шина-полоса.
- В нижней кромке хвостового костыля проходит алюминиевая полоса.
- Воздушный винт выполнен из непроводящего материала (за исключением оковок лопастей), поэтому элементы конструкции воздушного винта электрический ток не проводят.

Страница намеренно оставлена пустой

Порядок технического обслуживания

1. Общие сведения

В данном подразделе описывается порядок проверки системы электрической металлизации.

2. Проверка системы электрической металлизации

Процесс измерения сопротивления элементов конструкции самолета DA 40 NG состоит из трех частей:

- Измерение сопротивления цепей с минимальным сопротивлением (молниезащитных шин и цепей электрического заземления).
- Измерение сопротивления цепей с низким сопротивлением (цепи металлизации рулевых поверхностей).
- Измерение сопротивления цепей с высоким сопротивлением (статических разрядников).

Измерить сопротивления цепей металлизации с низким сопротивлением, пользуясь миллиомметром и двойными измерительными мостами. Сила тока при измерении должна составлять приблизительно 2 А.

Измерить сопротивления цепей с высоким сопротивлением, пользуясь высоковольтным мегомметром (250 В). (Измеряется сопротивление цепей статических разрядников и цепей защиты самолета от накопления статического заряда.)

Все измерения проводить относительно отрицательной клеммы батареи, если не указано иное. Во время измерений самолет должен быть исправен и капоты двигателей сняты.

А. Измерение сопротивления цепей с минимальным сопротивлением

Элемент	Точка присоединения измерительного прибора	Максимальное допустимое сопротивление [мОм]	Измеренное значение [мОм]	Удовлетворяет требованиям
ДВИГАТЕЛЬНЫЙ ОТСЕК				
Противопожарная перегородка		4,0		
Двигатель	передний подшипник воздушного винта	5,0		
Радиатор обогрева	корпус	6,0		
Масляный радиатор	корпус	6,0		
Водяной радиатор	корпус	6,0		
Промежуточный охладитель	корпус	6,0		
Передняя опора шасси	труба	10,0		
Суфлер двигателя	труба	6,0		
Между двигателем и противопожарной перегородкой	блок цилиндров — противопожарная перегородка	3,0		

Элемент	Точка присоединения измерительного прибора	Максимальное допустимое сопротивление [МОм]	Измеренное значение [МОм]	Удовлетворяет требованиям
ЭЛЕМЕНТЫ ФЮЗЕЛЯЖА				
Разъем аэродромного питания	внешний большой контакт	3,0		
Главная приборная панель	над левым коленом второго пилота	3,0		
Стойка БРЭО в хвостовой части фюзеляжа	корпус	4,0		
Релейная коробка	листовой металл	4,0		
ТОПЛИВНАЯ СИСТЕМА				
Топливоотстойник	корпус	15,0		
Топливные насосы	кронштейн	15,0		
Насос перекачки топлива	корпус	15,0		
Защита крана слива топлива	листовой металл	15,0		
ВНЕШНИЕ ТОКОПРОВОДЯЩИЕ ЭЛЕМЕНТЫ				
Левая ступенька	точка заземления	5,0		
Правая ступенька	точка заземления	5,0		
Датчик температуры наружного воздуха		5,0		
Левая основная опора шасси	нижний изгиб, с внутренней стороны	10,0		
Правая основная опора шасси	нижний изгиб, с внутренней стороны	10,0		
Асимметричная трубка левого закрылка	точка присоединения перемычки металлизации	10,0		
Асимметричная трубка правого закрылка	точка присоединения перемычки металлизации	10,0		
АНТЕННЫ				
Верхняя антенна COM	монтажный винт	6,0		
Нижняя антенна COM	монтажный винт	6,0		
Антенны GPS	монтажный винт	6,0		
ХВОСТОВОЕ ОПЕРЕНИЕ				
Вертикальная трубка молниезащиты	верхний конец	7,0		
Молниезащитная шина (полоса) левой части стабилизатора	законцовка	15,0		
Молниезащитная шина (полоса) правой части стабилизатора	законцовка	15,0		
Нижняя часть кила	алюминиевая полоса	15,0		

Элемент	Точка присоединения измерительного прибора	Максимальное допустимое сопротивление [МОм]	Измеренное значение [МОм]	Удовлетворяет требованиям
Узел навески руля направления	сторона руля направления	10,0		
Обтекатель киля	винт с левой передней стороны	12,0		
Обтекатель киля	винт с правой передней стороны	12,0		
Стабилизатор	передний кронштейн	10,0		
Стабилизатор	задний кронштейн	10,0		
ЛЕВОЕ КРЫЛО				
Сливной кран топливного бака	сливной кран	5,0		
Заливная горловина бака	кольцо	5,0		
Продувочный клапан бака	пластина	10,0		
Основание приемника воздушного давления	основание приемника	6,0		
Посадочная / рулежная фара	кронштейн (винты)	10,0		
Комбинированный огонь на законцовке крыла	монтажная пластина	8,0		
Крепление тяги управления элероном	кронштейн навески элерона	50,0		
Крепление тяги управления закрылком	кронштейн навески закрылка	50,0		
ПРАВОЕ КРЫЛО				
Сливной кран топливного бака	сливной кран	5,0		
Заливная горловина бака	кольцо	5,0		
Продувочный клапан бака	пластина	10,0		
Комбинированный огонь на законцовке крыла	монтажная пластина	8,0		
Крепление тяги управления элероном	кронштейн навески элерона	50,0		
Крепление тяги управления закрылком	кронштейн навески закрылка	50,0		

В. Измерение сопротивления цепей с низким сопротивлением

Элемент	Точка присоединения измерительного прибора	Максимальное допустимое сопротивление [МОм]	Измеренное значение [МОм]	Удовлетворяет требованиям
Ручка первого пилота	труба	50,0		
Ручка второго пилота	труба	50,0		
Колесо управления триммером в сборе	рама	10,0		
Рычаги	рама	50,0		
Узел педалей первого пилота		150,0		
Узел педалей второго пилота		150,0		
Узел навески фонаря левый	конец трубы	100,0		
Узел навески фонаря правый	конец трубы	100,0		

С. С. Измерение сопротивления цепей с высоким сопротивлением

Для обеспечения необходимой электропроводности создать токопроводящую дорожку, соединяющуюся со статическими разрядниками, при помощи влажной губки.

Элемент	Точка присоединения измерительного прибора	Максимальное допустимое сопротивление [МОм]	Измеренное значение [МОм]	Удовлетворяет требованиям
СТАТИЧЕСКИЕ РАЗРЯДНИКИ				
Левое крыло		100,0		
Правое крыло		100,0		
Руль направления		100,0		
Левая часть стабилизатора		100,0		
Правая часть стабилизатора		100,0		
ПНЕВМАТИКИ				
Колесо носовой опоры		100,0		
Колесо левой основной опоры		100,0		
Колесо правой основной опоры		100,0		

РАЗДЕЛ 52

ДВЕРИ, ЛЮКИ, СТВОРКИ

Страница намеренно оставлена пустой

СОДЕРЖАНИЕ

РАЗДЕЛ 52

ДВЕРИ, ЛЮКИ, СТВОРКИ

1. Общие сведения	1
2. Описание	1

Подраздел 52-10

Фонарь кабины и пассажирская дверь

1. Общие сведения	1
2. Описание и принцип работы фонаря	3
3. Описание и принцип работы пассажирской двери	8

Поиск и устранение неисправностей

1. Общие сведения	101
-------------------------	-----

Порядок технического обслуживания

1. Общие сведения	201
2. Демонтаж/установка фонаря кабины	201
3. Демонтаж/установка газового упора фонаря	203
4. Демонтаж/установка пассажирской двери	204
5. Демонтаж/установка газового упора двери	206
6. Проверка световой сигнализации открытого положения двери	207
7. Осмотр углепластиковых узлов навески пассажирской двери	208
8. Осмотр механизма замка двери и механизма блокировки замка двери	212

Подраздел 52-40

Панели, люки, створки

1. Общие сведения	1
2. Описание	1

Страница намеренно оставлена пустой

РАЗДЕЛ 52

ДВЕРИ, ЛЮКИ, СТВОРКИ

1. Общие сведения

Двери, люки и створки самолета DA 40 NG можно разделить на две категории. Описание фонаря кабины и пассажирской двери приводится в подразделе 52-10. Описание панелей и люков обслуживания приводится в подразделе 52-40.

2. Описание

Фонарь кабины представляет собой формовой элемент из углепластика и состоит из внутреннего и внешнего каркасов, которые соединяются друг с другом клеевым швом. На фонаре установлено цельное остекление из акрилового стекла. С левой стороны фонаря расположено аварийное окно. На некоторых самолетах имеется также аварийное окно с правой стороны. Аварийные окна можно открывать в полете. Информацию об остеклении см. в разделе 56.

Фонарь кабины в передней части крепится к каркасу из стальных труб. Каркас крепится к двум узлам навески, установленным с задней стороны противопожарной перегородки. Для открытия фонарь сдвигается вверх и вперед.

С левой стороны фонаря расположена ручка, приводящая в действие два стопорных болта. Внутренняя и наружная ручки имеют красный цвет. В нижних задних углах фонаря расположены стопорные болты.

Пассажирская дверь представляет собой формовой элемент из углепластика и состоит из внутренней и внешней рам, которые соединяются друг с другом клеевым швом. Дверь имеет акриловое остекление.

Дверь крепится к двум узлам навески, расположенным в верхней части фюзеляжа, рядом с его осевой линией. К задней стороне двери и к фюзеляжу крепится газовый упор, удерживающий дверь в открытом положении.

С левой стороны двери расположена ручка, приводящая в действие два стопорных болта. Стопорные болты расположены в нижнем переднем и нижнем заднем углах двери.

Число панелей и люков, имеющих на самолете DA 40 NG, невелико. Часто используемые панели и люки (например, люк подхода к маслозаливной горловине), оснащены быстросъемными замками; прочие панели и люки крепятся обычными винтами.

Страница намеренно оставлена пустой

Подраздел 52-10**Фонарь кабины и пассажирская дверь****1. Общие сведения**

В данном подразделе приводится описание конструкции, принципа работы и порядка технического обслуживания фонаря и пассажирской двери. Информацию об остеклении фонаря и двери см. в разделе 56.

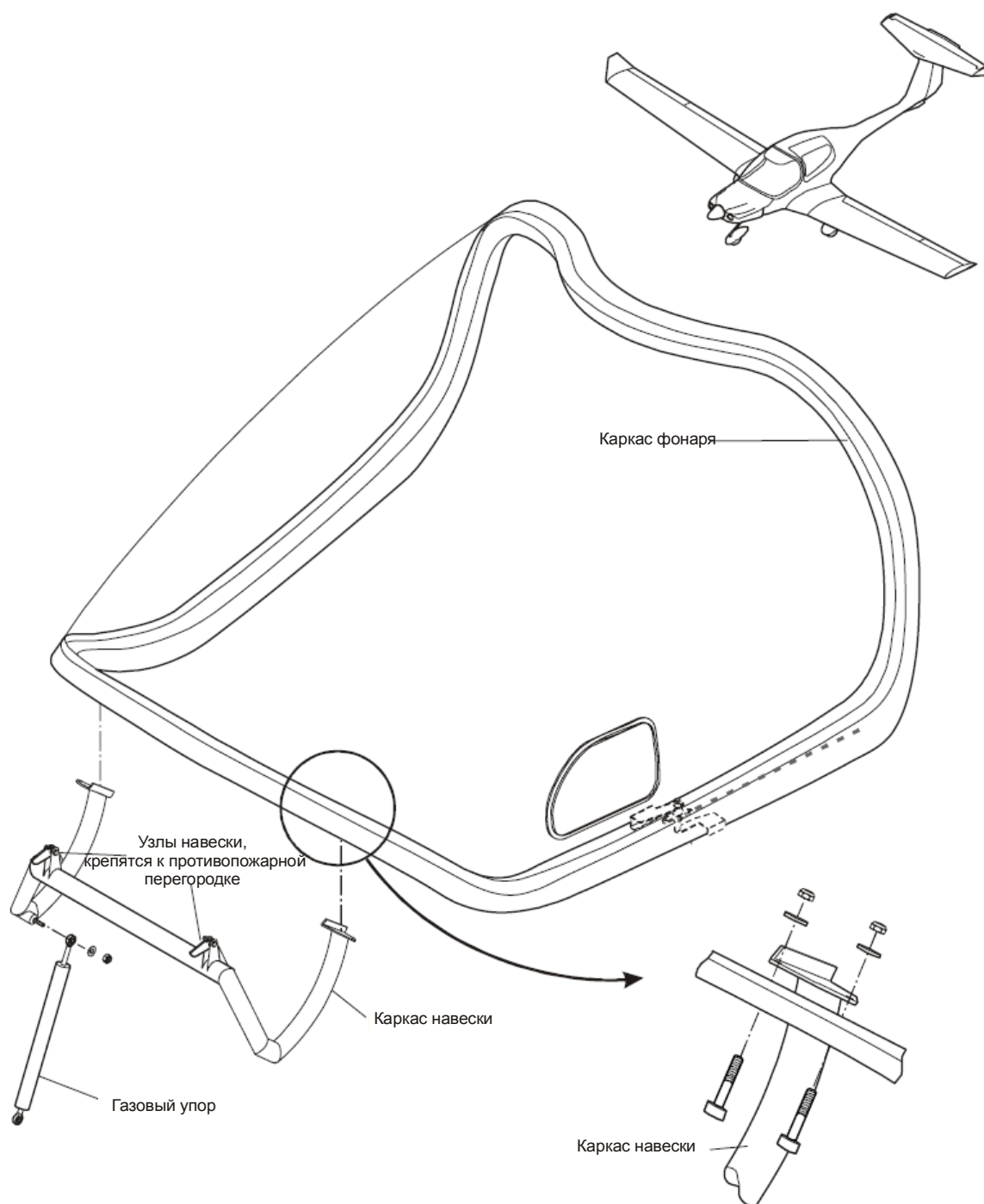


Рисунок 1. Установка фонаря кабины

2. Описание и принцип работы фонаря

Схема установки фонаря показана на рисунке 1.

А. Описание фонаря

Фонарь кабины представляет собой формовой элемент из углепластика и состоит из внутреннего и внешнего каркасов, склеенных друг с другом смолой с наполнителем. Каждая часть каркаса состоит из нескольких слоев углеткани и одного слоя стеклоткани. В местах воздействия повышенных напряжений количество слоев углеткани увеличено. Монтажные втулки ручки и стопорных болтов приклеены к внутренней части каркаса смолой с наполнителем.

На фонаре установлено цельное остекление из акрилового стекла. Остекление приклеено к каркасу фонаря специальным эластичным клеем. Небольшой зазор между кромкой остекления и каркасом заполнен эластичным герметиком.

С левой стороны фонаря расположено аварийное окно. На некоторых самолетах имеется также аварийное окно с правой стороны. Аварийные окна можно открывать в полете. Информацию об остеклении см. в разделе 56.

В. Каркас навески фонаря

В передней части фонарь крепится к каркасу из стальных труб (каркас навески). Каркас крепится к двум узлам навески, установленным с задней стороны противопожарной перегородки. К каркасу навески и низу противопожарной перегородки крепится газовый упор. Для открытия фонарь сдвигается вверх и вперед. Фонарь удерживается в открытом положении газовым упором. При незапертом фонаре на панели сигнализации загорается сигнализатор открытого положения дверей (DOOR (дверь) или DOORS (двери)).

С. Навеска фонаря

В передней части каркаса навески фонаря расположены две пластины. Каждая пластина крепится двумя болтами к каркасу фонаря. Для демонтажа фонаря необходимо вывинтить эти четыре болта.

D. Механизм запираания фонаря кабины**(1) Для самолетов без выполненной рекомендации МАМ 40-139**

Механизм запираания фонаря кабины показан на рисунке 2.

С левой стороны фонаря расположена ручка, приводящая в действие два стопорных болта. Ручка оснащена пружинным механизмом, фиксирующим ее в закрытом положении. В нижних задних углах фонаря расположены стопорные болты.

Ручка состоит из двух частей: внутренней ручки с двойным рычагом и внешней ручки красного цвета, которая крепится к внутренней ручке двумя цилиндрическими штифтами. С задней части к двойному рычагу крепится тяга, которая другим концом соединяется с внутренней стороной левого стопорного болта.

С передней части к двойному рычагу крепится трос Teleflex, который проходит вдоль передней стороны каркаса фонаря к правому стопорному болту. При отводе ручки фонаря от каркаса фонаря происходит следующее:

Двойной рычаг поворачивается и тянет за собой тягу и трос Teleflex.

Тяга тянет левый стопорный болт вперед.

Трос Teleflex тянет правый стопорный болт вперед. При движении стопорного болта вперед срабатывает микровыключатель сигнализации открытого положения дверей, расположенный в обшивке фюзеляжа с правой стороны.

После этого фонарь можно открыть, сдвинув его вверх и вперед.

При фонаре в полностью закрытом положении нажать на ручку в направлении каркаса фонаря. При этом стопорные болты входят в отверстия ответной части в фюзеляже. Ручка фиксируется в закрытом положении пружинным механизмом. Правый стопорный болт приводит в действие микровыключатель световой сигнализации открытой двери (DOOR (дверь) или DOORS (двери)). Когда ручка утоплена в каркас фонаря, фонарь заперт. Чтобы убедиться, что фонарь заперт, следует нажать вверх на заднюю часть каркаса фонаря.

(2) Для самолетов с выполненной рекомендацией МАМ 40-139

Механизм запираания фонаря для самолетов с выполненной рекомендацией МАМ 40-139 показан на рисунке 3.

С левой стороны фонаря расположена ручка, приводящая в действие два стопорных болта. Ручка оснащена пружинным механизмом, фиксирующим ее в закрытом положении. В нижних задних углах фонаря расположены стопорные болты.

Ручка состоит из двух частей: внутренней ручки красного цвета с двойным рычагом и внешней ручки красного цвета, которая крепится к внутренней ручке цилиндрическим штифтом. С задней части к двойному рычагу крепится тяга, которая другим концом соединяется с внутренней стороной левого стопорного болта.

С передней части к двойному рычагу крепится трос Teleflex, который проходит вдоль передней стороны каркаса фонаря к правому стопорному болту. Трос можно снять для обслуживания. При отводе ручки фонаря от каркаса фонаря происходит следующее:

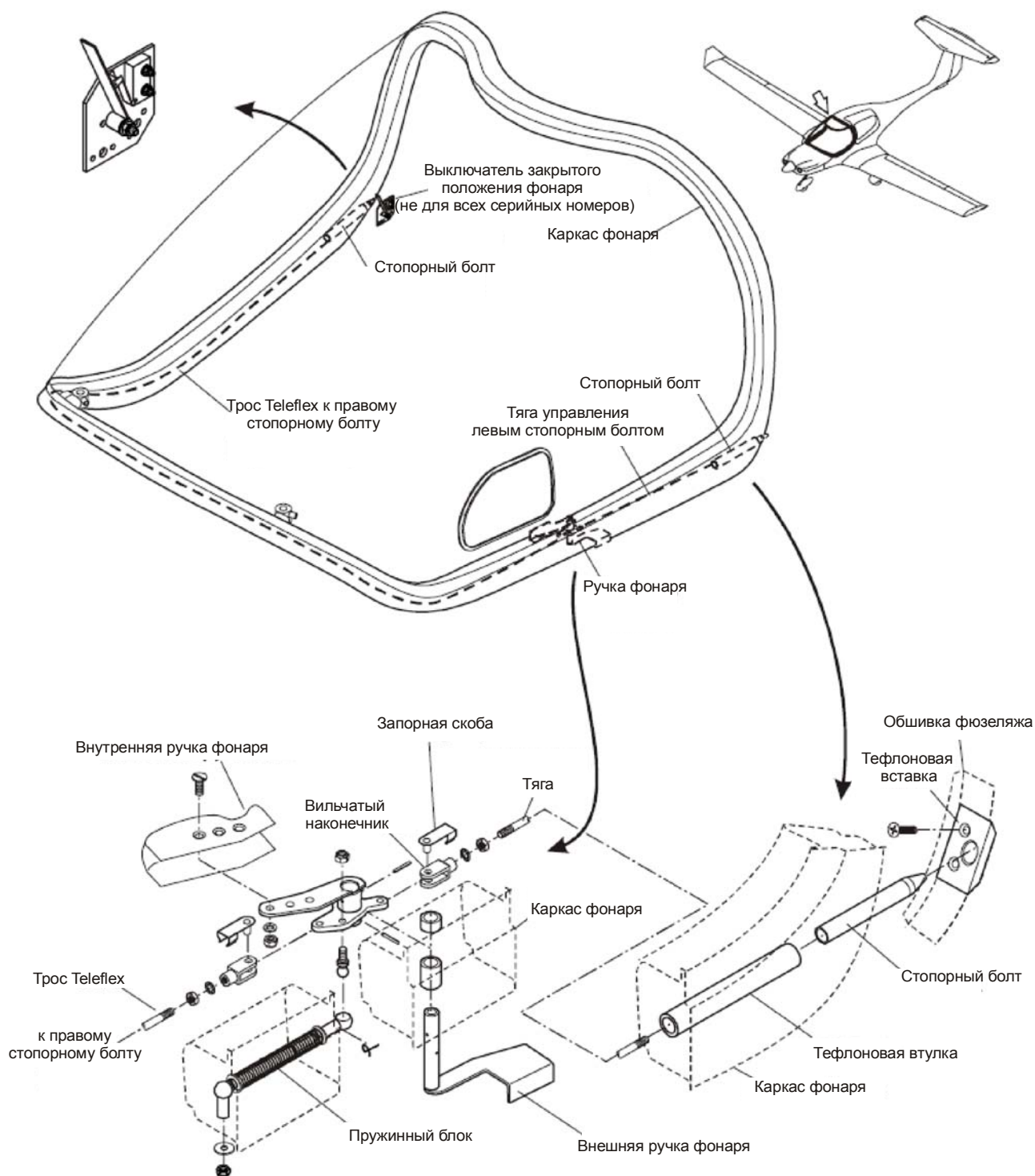
Двойной рычаг поворачивается и тянет за собой тягу и трос Teleflex.

Тяга тянет левый стопорный болт вперед.

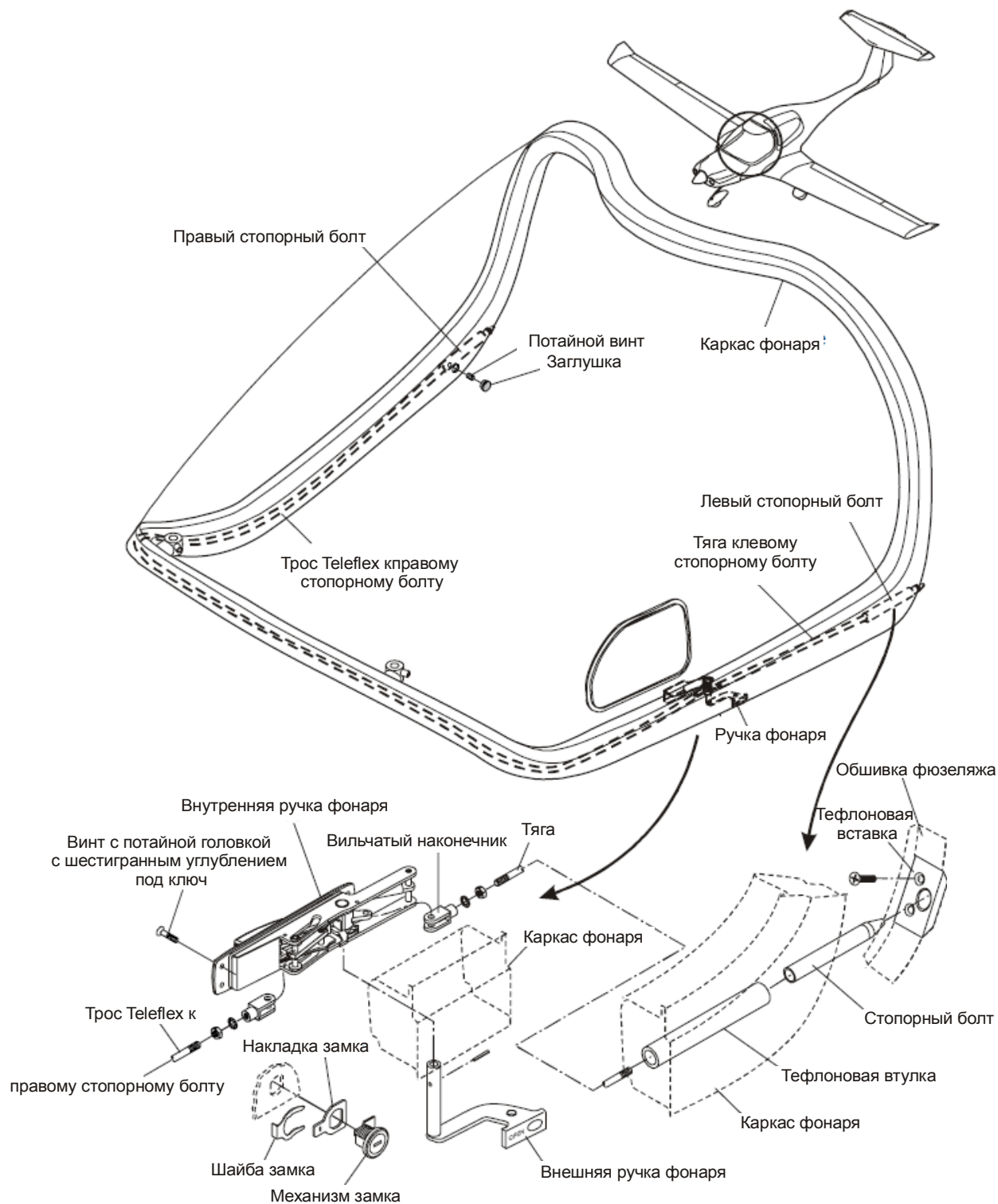
Трос Teleflex тянет правый стопорный болт вперед. При движении стопорного болта вперед срабатывает микровыключатель сигнализации открытого положения дверей, расположенный в обшивке фюзеляжа с правой стороны.

После этого фонарь можно открыть, сдвинув его вверх и вперед.

При фонаре в полностью закрытом положении нажать на ручку в направлении каркаса фонаря. При этом стопорные болты входят в отверстия ответной части в фюзеляже. Ручка фиксируется в закрытом положении пружинным механизмом. Правый стопорный болт приводит в действие микровыключатель световой сигнализации открытой двери (DOOR (дверь) или DOORS (двери)). Когда ручка утоплена в каркас фонаря, фонарь заперт. Чтобы убедиться, что фонарь заперт, следует нажать вверх на заднюю часть каркаса фонаря.



**Рисунок 2. Механизм запирания фонаря кабины
 (для самолетов без выполненной рекомендации МАМ 40-139)**



**Рисунок 3. Механизм запираания фонаря кабины
(для самолетов с выполненной рекомендацией МАМ 40-139)**

3. Описание и принцип работы пассажирской двери

А. Для самолетов без выполненной рекомендации МАМ 40-139

Схема установки и механизм запирания пассажирской двери показаны на рисунке 4.

Пассажирская дверь представляет собой формовой элемент из углепластика и состоит из внутренней и внешней рам, склеенных друг с другом смолой с наполнителем. Каждая часть рамы состоит из нескольких слоев углеткани и одного слоя стеклоткани.

В местах воздействия повышенных напряжений количество слоев углеткани увеличено. Монтажные втулки ручки и стопорных болтов приклеены к внутренней части рамы смолой с наполнителем.

Дверь имеет акриловое остекление. Остекление приклеено к раме двери специальным эластичным клеем. Небольшой зазор между кромкой остекления и рамой заполнен эластичным герметиком.

Дверь крепится к двум узлам навески, расположенным в верхней части фюзеляжа, рядом с его осевой линией. Узлы навески крепятся к раме двери болтами. В аварийной ситуации передний узел навески можно снять изнутри кабины. После снятия переднего узла навески пассажирскую дверь можно принудительно открыть сверху. К кронштейну с задней стороны двери и к фюзеляжу крепится газовый упор, удерживающий дверь в открытом положении. При незапертой двери на панели сигнализации загорается сигнализатор открытого положения двери (DOOR (дверь) или DOORS (двери)).

С левой стороны двери расположена ручка, приводящая в действие два стопорных болта. Стопорные болты расположены в нижнем переднем и нижнем заднем углах двери.

Ручка состоит из двух частей: внутренней ручки черного цвета с двойным рычагом и внешней ручки красного цвета, которая крепится к внутренней ручке двумя цилиндрическими штифтами. С задней части к двойному рычагу крепится длинная тяга, которая другим концом соединяется с внутренней стороной заднего стопорного болта. Для предотвращения случайного поворота ручки предусмотрен предохранительный замок.

Перед поворотом этой ручки изнутри пассажирского салона необходимо поднять ручку предохранительного замка. Перед поворотом красной ручки снаружи самолета необходимо нажать расположенную рядом с этой ручкой кнопку, разблокирующую внутренний предохранительный замок.

С передней части к двойному рычагу крепится короткая тяга, идущая к переднему стопорному болту. При отводе ручки фонаря от каркаса фонаря происходит следующее:

- Двойной рычаг поворачивается и тянет за собой обе тяги.
- Длинная тяга тянет задний стопорный болт вперед.
- Короткая тяга тянет передний стопорный болт назад. При движении назад стопорный болт приводит в действие микровыключатель световой сигнализации открытого положения двери (DOOR (дверь) или DOORS (двери)) на панели сигнализации.

После этого дверь можно открыть, сдвинув ее вверх и наружу. При двери в полностью закрытом положении нажать на ручку в направлении рамы двери. При этом стопорные болты входят в отверстия ответной части в фюзеляже. Передний стопорный болт приводит в действие микровыключатель сигнализации открытого положения дверей. Когда ручка утоплена в раму двери, дверь заперта. Чтобы убедиться, что дверь заперта, следует нажать наружу на низ рамы двери.

В. Для самолетов с выполненной рекомендацией МАМ 40-139

Схема установки и механизм запираания пассажирской двери для самолетов с выполненной рекомендацией МАМ 40-139 показаны на рисунке 5.

Пассажирская дверь представляет собой формовой элемент из углепластика и состоит из внутренней и внешней рам, склеенных друг с другом смолой с наполнителем. Каждая часть рамы состоит из нескольких слоев углеткани и одного слоя стеклоткани.

В местах воздействия повышенных напряжений количество слоев углеткани увеличено. Монтажные втулки стопорных болтов приклеены к внутренней части рамы смолой с наполнителем.

Дверь имеет акриловое остекление. Остекление приклеено к раме двери специальным эластичным клеем. Небольшой зазор между кромкой остекления и рамой заполнен эластичным герметиком.

Дверь крепится к двум узлам навески, расположенным в верхней части фюзеляжа, рядом с его осевой линией. Узлы навески крепятся к раме двери болтами. В аварийной ситуации передний узел навески можно снять изнутри кабины. После снятия переднего узла навески пассажирскую дверь можно принудительно открыть сверху. К кронштейну с задней стороны двери и к фюзеляжу крепится газовый упор, удерживающий дверь в открытом положении. При незапертой двери на панели сигнализации загорается сигнализатор открытого положения двери (DOOR (дверь) или DOORS (двери)).

С левой стороны двери расположена ручка, приводящая в действие два стопорных болта. Стопорные болты расположены в нижнем переднем и нижнем заднем углах двери.

Ручка состоит из двух частей: внутренней ручки красного цвета с двойным рычагом и внешней ручки красного цвета, которая крепится к внутренней ручке двумя цилиндрическими штифтами. С задней части к двойному рычагу крепится длинная тяга, которая другим концом соединяется с внутренней стороной заднего стопорного болта. Для предотвращения случайного поворота ручки предусмотрен предохранительный замок.

Перед поворотом красной ручки изнутри пассажирского салона необходимо поднять ручку предохранительного замка. Перед поворотом красной ручки снаружи самолета необходимо нажать расположенную рядом с этой ручкой кнопку, разблокирующую внутренний предохранительный замок.

С передней части к двойному рычагу крепится короткая тяга, идущая к переднему стопорному болту. При отводе ручки фонаря от каркаса фонаря происходит следующее:

- Двойной рычаг поворачивается и тянет за собой обе тяги.
- Длинная тяга тянет задний стопорный болт вперед.
- Короткая тяга тянет передний стопорный болт назад. При движении назад стопорный болт приводит в действие микровыключатель световой сигнализации открытого положения двери (DOOR (дверь) или DOORS (двери)) на панели сигнализации.

После этого дверь можно открыть, сдвинув ее вверх и наружу.

При двери в полностью закрытом положении нажать на ручку в направлении рамы двери. При этом стопорные болты входят в отверстия ответной части в фюзеляже. Передний стопорный болт приводит в действие микровыключатель сигнализации открытого положения дверей.

Когда ручка утоплена в раму двери, дверь заперта. Чтобы убедиться, что дверь заперта, следует нажать наружу на низ рамы двери.

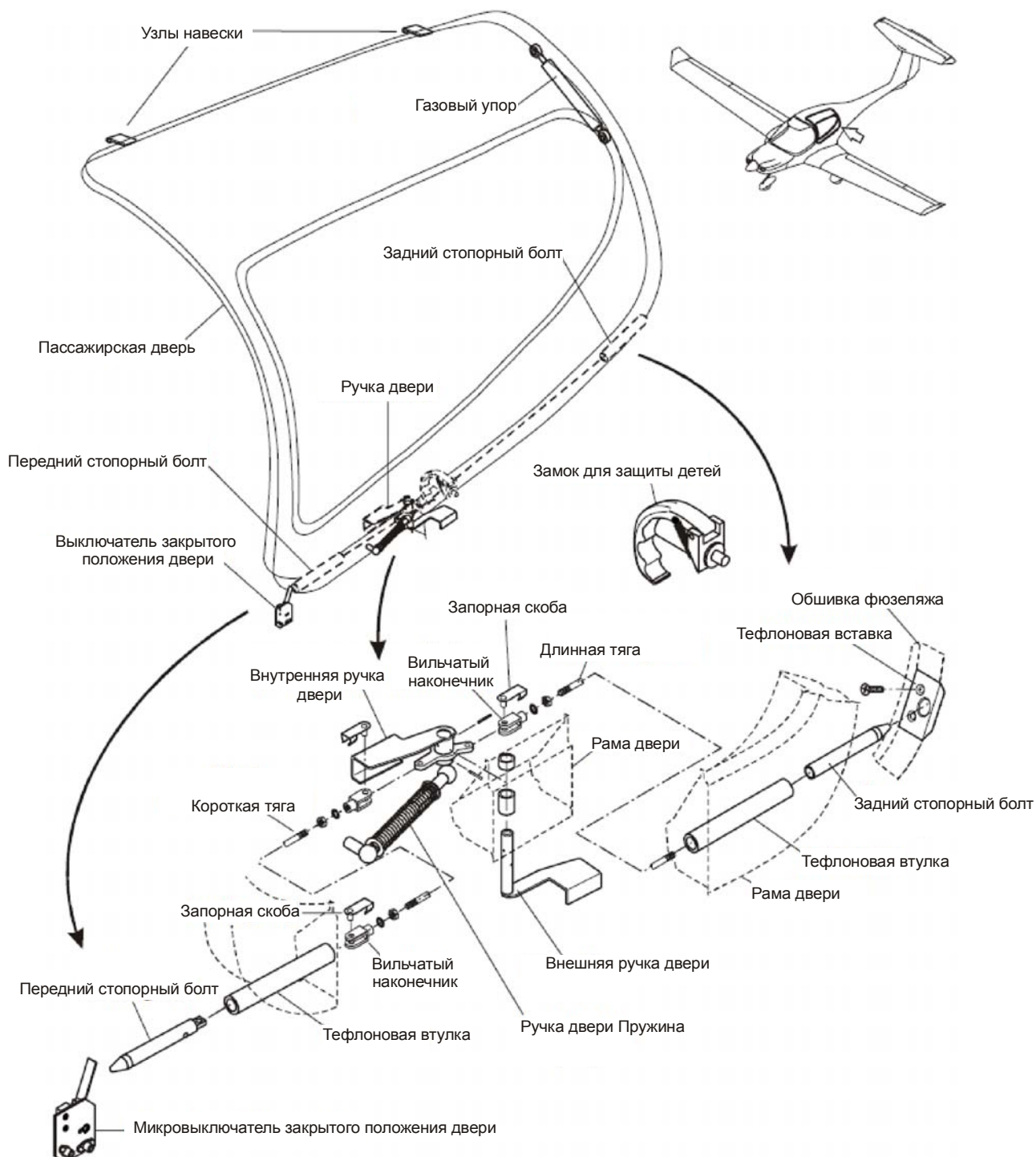


Рисунок 4. Пассажирская дверь (для самолетов без выполненной рекомендации МÄМ 40-139)

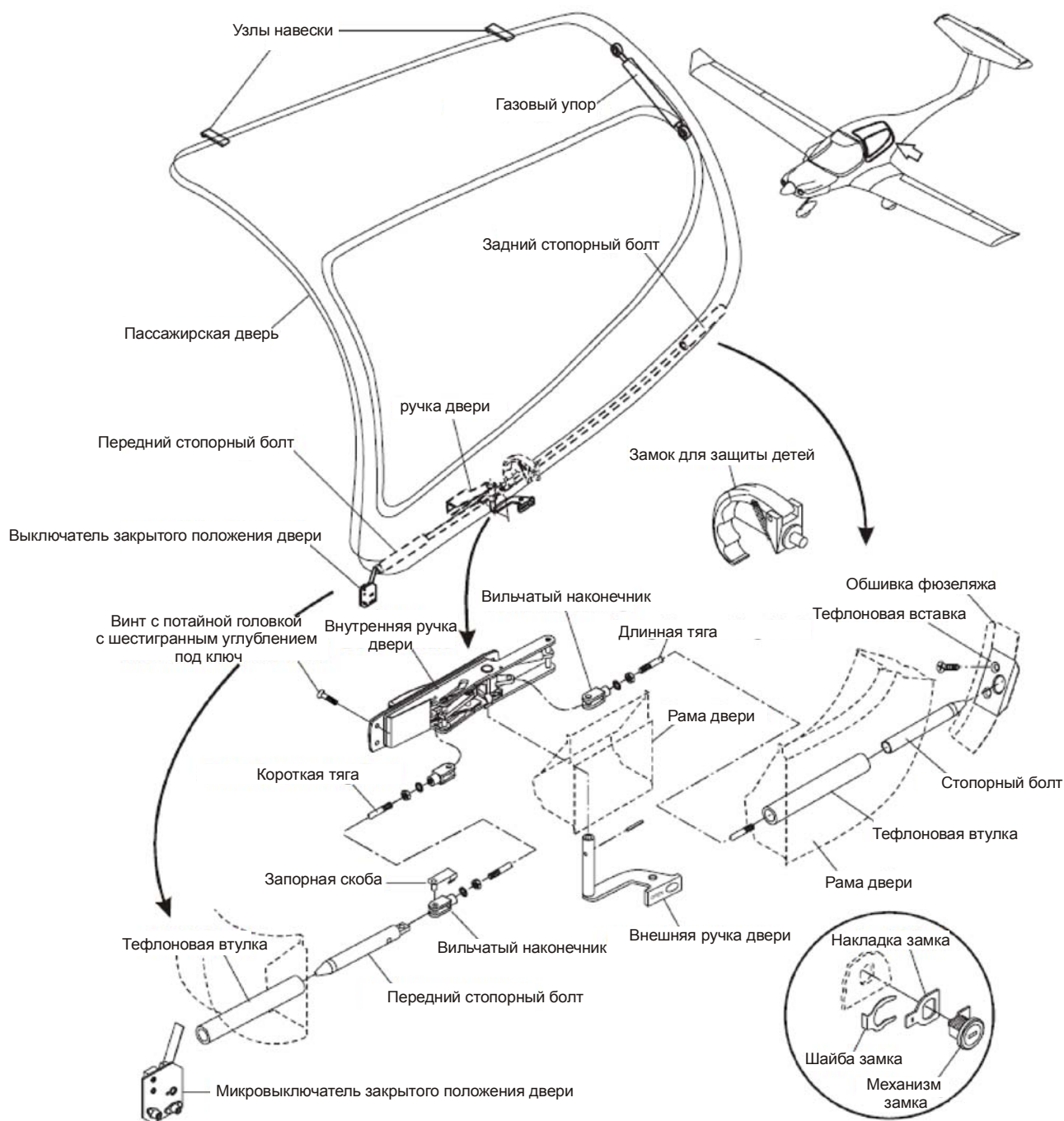


Рисунок 5. Пассажирская дверь (для самолетов с выполненной рекомендацией МАМ 40-139)

Поиск и устранение неисправностей

1. Общие сведения

В следующей таблице перечисляются возможные неисправности фонаря и пассажирской двери. При обнаружении неисправности, указанной в столбце «Неисправность», определить ее причину в столбце «Возможная причина» и выполнить действия по устранению неисправности, описанные в столбце «Способ устранения».

Неисправность	Возможная причина	Способ устранения
Тяжелый ход фонаря/двери.	Поврежден каркас фонаря/рама двери. Повреждены узлы навески фонаря/двери. Неисправен газовый упор.	Заменить фонарь/дверь. Заменить поврежденные детали. Заменить газовый упор.
Ручка фонаря/двери движется с чрезмерным усилием.	Повреждены стопорные болты. Повреждены втулки ручки.	Заменить поврежденный болт. Заменить фонарь/дверь.
Ручка фонаря движется с чрезмерным усилием.	Поврежден трос Teleflex.	Заменить трос Teleflex.
Неправильно работает сигнализатор открытого положения дверей на панели сигнализации.	Неправильно отрегулирован микровыключатель фонаря/двери. Неисправен микровыключатель фонаря/двери. Неисправна проводка.	Отрегулировать микровыключатель фонаря/двери. Заменить неисправный микровыключатель. Проверить проводку на обрыв. Монтажные схемы см. в разделе 92.
Залипание красной кнопки механизма блокировки замка двери в нажатом положении.	Недостаточная смазка.	Смазать. См. подраздел 12-20.

Страница намеренно оставлена пустой

Порядок технического обслуживания**1. Общие сведения**

В данном подразделе описывается порядок установки и демонтажа фонаря и пассажирской двери, а также проверки и регулировки механизма запираения. Стандартная процедура демонтажа/установки действительна для стандартного фонаря.

2. Демонтаж/установка фонаря кабины**А. Демонтаж фонаря**

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Открыть фонарь: <ul style="list-style-type: none">– Потянуть ручку фонаря в направлении от каркаса фонаря.– Открыть фонарь, подняв его.	См. рисунок 2.
(2)	Вывинтить и снять четыре болта крепления фонаря к кронштейну на каркасе навески вместе с шайбами и гайками.	См. рисунок 1. Удерживать фонарь!
(3)	Разъединить разъем заливающего освещения.	
(4)	Поднять фонарь и снять его с самолета.	Силами двух человек.

В. Установка фонаря

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Поднять фонарь и установить его на самолет.	Силами двух человек.
(2)	Вставить конические концы каркаса навески в трубчатые кронштейны на каркасе фонаря.	См. рисунок 2.
(3)	Установить и затянуть четыре болта крепления фонаря к кронштейну на каркасе навески вместе с шайбами и гайками.	
(4)	Присоединить разъем заливающего освещения.	
(5)	Закрыть фонарь.	
(6)	Закрыть механизм запираания фонаря: <ul style="list-style-type: none">– Удерживать фонарь в закрытом положении.– Нажать на ручку фонаря в направлении каркаса фонаря.– Попробовать отжать вверх каркас фонаря с задней стороны.	Когда фонарь заперт, ручка должна быть утоплена в каркас фонаря. Чтобы убедиться, что фонарь заперт.
(7)	Проверить работу светового сигнализатора открытой двери (DOOR (дверь) или DOORS (двери)).	См. п. 6.

3. Демонтаж/установка газового упора фонаря**А. Демонтаж газового упора фонаря**

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Демонтировать фонарь.	См. п. 2.
(2)	Отвинтить и убрать гайку крепления упора к каркасу навески вместе с шайбой.	См. рисунок 1.
ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: ПЕРЕД ОТСОЕДИНЕНИЕМ УПОРА ОТ КАРКАСА НАВЕСКИ ПОЛНОСТЬЮ РАСТЯНУТЬ УПОР.		
(3)	Отсоединить верх упора от каркаса навески.	Сохранить втулку и вторую шайбу.
(4)	Снять следующие детали крепления нижней стороны упора: <ul style="list-style-type: none"> – Гайка, шайба и болт. – Втулка. – Две полиамидные проставки. 	
(5)	Снять упор с самолета.	

В. Установка газового упора фонаря

	Операции	Примечания/ссылки
(1)	Установить упор на самолет.	Цилиндр должен располагаться сверху.
(2)	Установить болт, шайбу и самоконтрящуюся гайку крепления нижней части к противопожарной перегородке и затянуть соединение.	Усилие затяжки 6,4 Нм (4,7 фунт-с-фут). Использовать новую самоконтрящуюся гайку.
(3)	Установить шайбу и втулку на каркас навески.	
(4)	Совместить верхнюю проушину упора с втулкой на каркасе навески.	
(5)	Установить на каркас навески шайбу и самоконтрящуюся гайку и затянуть соединение.	Усилие затяжки 6,4 Нм (4,7 фунт-с-фут). Использовать новую самоконтрящуюся гайку.
(6)	Установить фонарь.	См. п. 2.

4. Демонтаж/установка пассажирской двери**А. Демонтаж пассажирской двери**

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Открыть пассажирскую дверь: <ul style="list-style-type: none">– Нажать и удерживать кнопку предохранительного замка рядом с ручкой двери.– Потянуть ручку двери в направлении от рамы двери.– Открыть дверь, подняв ее.	См. рисунки 4 и 5.
(2)	Снять газовый упор: <ul style="list-style-type: none">– Снять запорные скобы с верхнего и нижнего шаровых наконечников газового упора.– Отсоединить газовый упор от шаровых наконечников на фюзеляже и снять его с самолета.	Удерживать дверь!
(3)	Снять пассажирскую лампу индивидуального освещения с потолка кабины.	Для доступа к переднему узлу навески двери. См. подраздел 33-10.
(4)	Отвинтить и снять болты крепления переднего и заднего узлов навески двери к фюзеляжу вместе с шайбами.	Удерживать дверь!
(5)	Поднять дверь и снять ее с самолета.	

В. Установка пассажирской двери

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Установить дверь на фюзеляж.	
(2)	Установить болты и шайбы крепления переднего и заднего узлов навески двери к фюзеляжу и затянуть соединения.	
(3)	Установить пассажирскую лампу индивидуального освещения.	См. подраздел 33-10.
(4)	Установить газовый упор: <ul style="list-style-type: none"> – Установить шаровые наконечники газового упора на узлы крепления газового упора на фюзеляже. – Установить запорные скобы для фиксации шаровых наконечников. 	
(5)	Закрыть дверь.	
(6)	Закрыть механизм запираания двери: <ul style="list-style-type: none"> – Удерживать дверь в закрытом положении. – Нажать на кнопку предохранительного замка рядом с ручкой двери и нажать на ручку двери в направлении рамы. – Попробовать отжать наружу раму двери с нижней стороны. 	Когда дверь заперта, ручка должна быть утоплена в раму двери.
(7)	Проверить работу светового сигнализатора открытой двери (DOOR (дверь) или DOORS (двери)).	См. п. 6.

5. Демонтаж/установка газового упора двери**А. Демонтаж газового упора двери**

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Открыть пассажирскую дверь: <ul style="list-style-type: none">– Нажать и удерживать кнопку рядом с ручкой двери.– Потянуть ручку двери в направлении от рамы двери.– Открыть дверь, подняв ее.	См. рисунки 4 и 5.
(2)	Снять газовый упор: <ul style="list-style-type: none">– Снять запорные скобы с верхнего и нижнего шаровых наконечников газового упора.– Отсоединить газовый упор от шаровых наконечников на фюзеляже и снять его с самолета.	Удерживать дверь!

В. Установка газового упора двери

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Открыть пассажирскую дверь: <ul style="list-style-type: none">– Потянуть ручку двери в направлении от рамы двери.– Открыть дверь, подняв ее.	См. рисунки 4 и 5. Удерживать дверь!
(2)	Установить газовый упор: <ul style="list-style-type: none">– Установить шаровые наконечники газового упора на узлы крепления газового упора на фюзеляже.– Установить запорные скобы для фиксации шаровых наконечников.	
(3)	Закрыть дверь.	

6. Проверка световой сигнализации открытого положения двери

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Полностью закрыть фонарь и пассажирскую дверь.	Ручки должны быть утоплены в каркас фонаря/раму двери.
(2)	<p>Проверить работу светового сигнализатора открытой двери (DOOR (дверь) или DOORS (двери)) на панели сигнализации.</p> <ul style="list-style-type: none"> – Установить выключатель ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования) в положение ON (вкл.). – Установить ручку пассажирской двери в открытое положение. – Установить ручку двери в полностью закрытое положение. – Установить ручку фонаря в открытое положение. – Установить ручку фонаря в полностью закрытое положение. – Установить выключатель ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования) в положение OFF (выкл.). 	<p>Контролировать загорание и погасание сигнализатора открытой двери (DOOR (дверь) или DOORS (двери)) на панели сигнализации.</p> <p>Сигнализатор не должен гореть.</p> <p>Сигнализатор должен загораться при отводе ручки от рамы двери.</p> <p>Сигнализатор должен погаснуть.</p> <p>Сигнализатор должен загораться при отводе ручки от рамы двери.</p> <p>Сигнализатор должен погаснуть.</p>

7. Осмотр углепластиковых узлов навески пассажирской двери

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Открыть пассажирскую дверь для осмотра углепластиковых узлов навески.	
(2)	<p>Осмотреть углепластиковые узлы навески на предмет трещин и расслоения на боковых поверхностях:</p> <ul style="list-style-type: none">– Взять раму пассажирской двери одной рукой слева и второй рукой справа от узла навески.– Приложить скручивающее усилие к узлу навески, для чего поочередно тянуть одной рукой и толкать второй рукой.– Появление видимых трещин на боковых поверхностях узлов навески при приложении усилия является признаком повреждения элементов конструкции в результате расслоения. Необходимо обратиться в компанию Diamond Aircraft и получить указания по ремонту.	<p>См. рисунок 6.</p> <p>Величина испытательного усилия в каждой точке приложения должна составлять около 8 кг (18 фунтов).</p>

	Операции	Примечания/Ссылки
(3)	<p>На наружной поверхности узлов навески, в районе их соединения с рамой двери, могут быть видимы трещины. При наличии видимых трещин выполнить следующее:</p> <ul style="list-style-type: none"> – Взять раму пассажирской двери одной рукой слева и второй рукой справа от узла навески. – Приложить скручивающее усилие к узлу навески, для чего поочередно тянуть одной рукой и толкать второй рукой; осмотреть наружную поверхность узла навески на наличие трещин. – Осторожно открыть пассажирскую дверь до упора в амортизатор, не прикладывая излишних усилий. Осмотреть трещины на наружной поверхности узла навески. <p>Сильное расширение трещин при приложении испытательного усилия является признаком повреждения узлов навески. Необходимо обратиться в компанию Diamond Aircraft и получить указания по ремонту.</p> <p>Если сильного расширения трещин при приложении испытательного усилия не наблюдается, трещины ограничены лакокрасочным покрытием и не влияют на работу двери.</p>	<p>См. рисунок 7.</p> <p>Величина испытательного усилия в каждой точке приложения должна составлять около 8 кг (18 фунтов).</p>

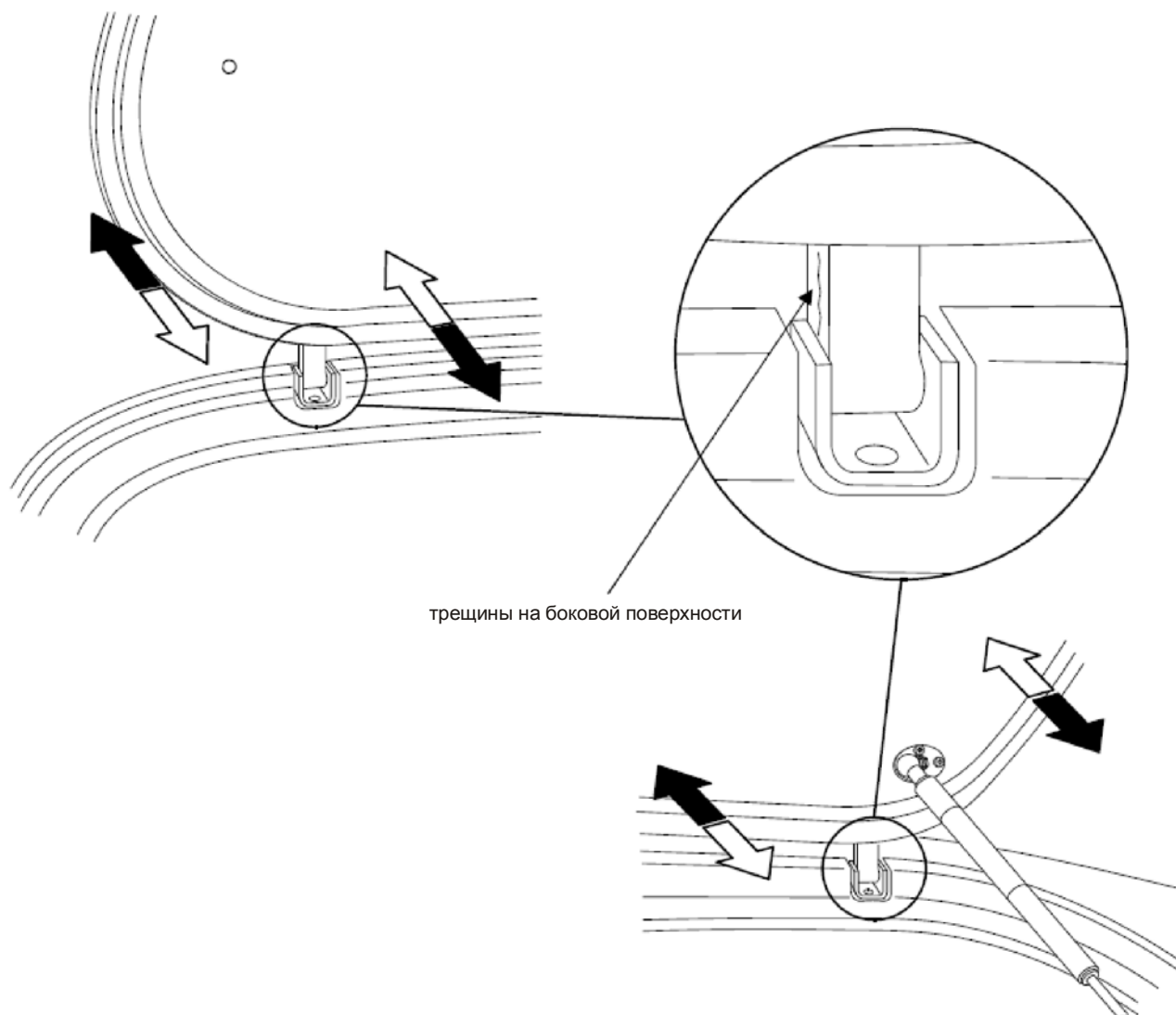


Рисунок 6. Проверка узлов навески пассажирской двери на наличие трещин методом скручивания

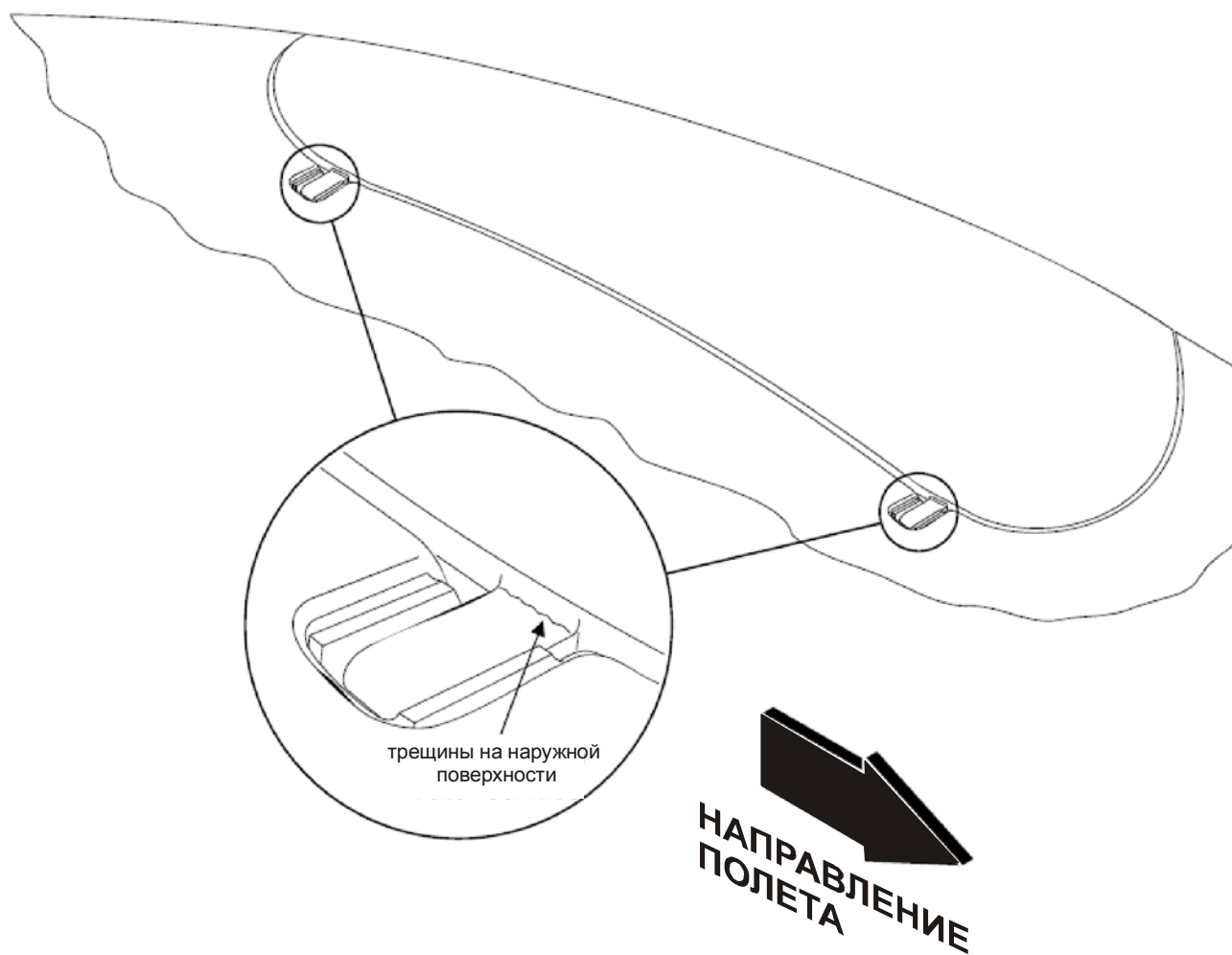


Рисунок 7. Осмотр наружной поверхности узлов навески пассажирской двери на наличие трещин

8. Осмотр механизма замка двери и механизма блокировки замка двери

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Проверить правильность работы механизма замка двери: <ul style="list-style-type: none">– Штифты должны правильно входить в отверстия пластин на раме двери.	
(2)	Проверить правильность работы механизма блокировки замка двери: <ul style="list-style-type: none">– Смазать снаружи красную кнопку механизма блокировки замка двери в месте ее входа в раму двери.– Несколько раз нажать на кнопку. Повторять смазку, пока движение кнопки не будет плавным.– Убедиться, что при закрытой, но не запертой двери крюк механизма правильно входит во вставку в фюзеляже.	См. подраздел 12-20.

Подраздел 52-40**Панели, люки, створки****1. Общие сведения**

Число панелей и люков, имеющих на самолете DA 40 NG, невелико. Часто используемые панели и люки (например, люк подхода к маслозаливной горловине) оснащены быстросъемными замками; прочие панели и люки крепятся обычными винтами. Информацию о капотах двигателя см. в подразделе 71-10.

2. Описание

Расположение съемных панелей, люков, створок самолета показано на рисунке 1.

Большинство панелей, люков и створок представляют собой формовые детали из стеклопластика. Панели, люки и створки крепятся на месте установки винтами. Определенного порядка снятия и установки панелей и люков не существует.

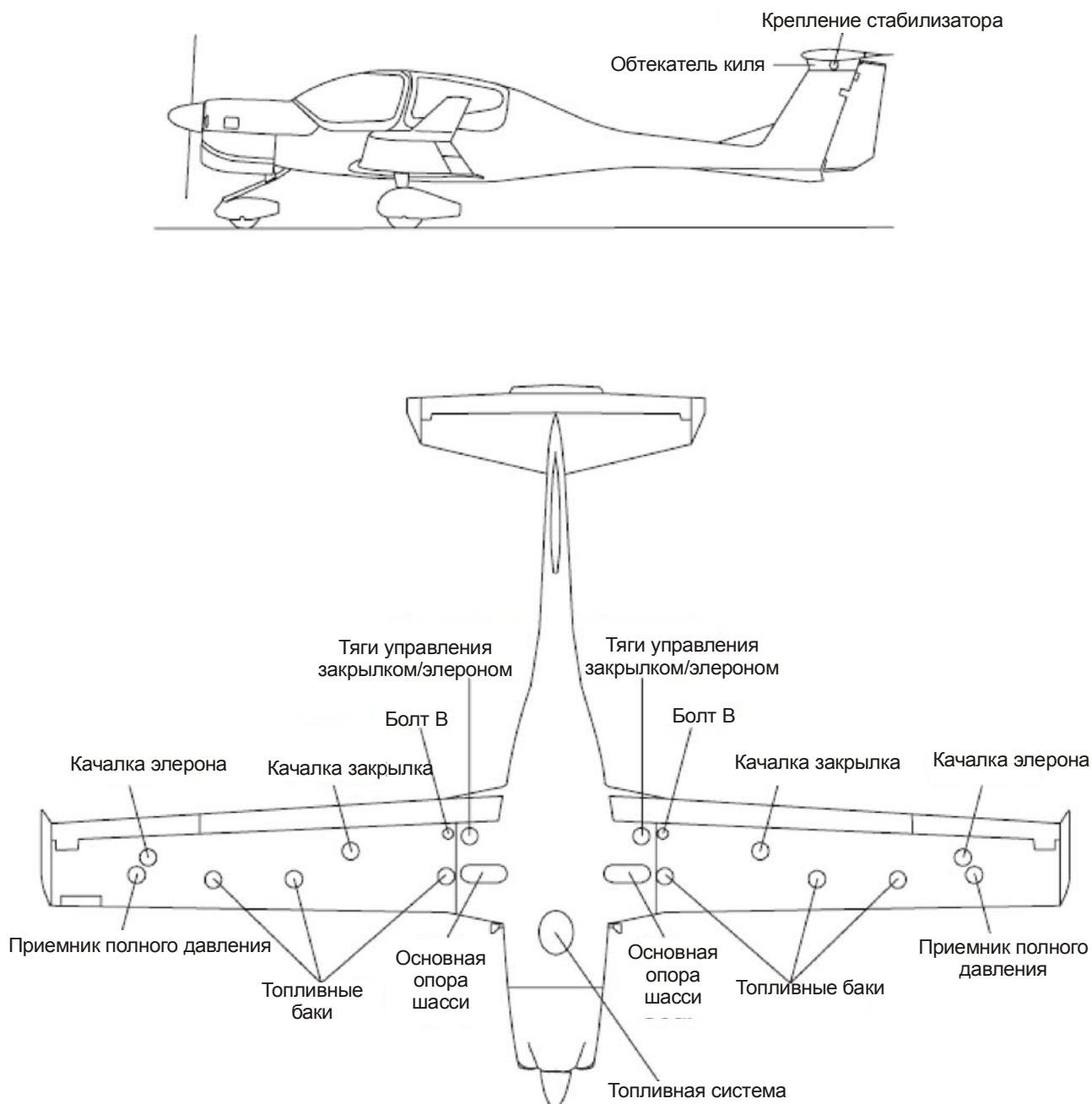


Рисунок 1. Расположение съемных панелей, люков и створок

РАЗДЕЛ 53

ФЮЗЕЛЯЖ

Страница намеренно оставлена пустой

СОДЕРЖАНИЕ

РАЗДЕЛ 53

ФЮЗЕЛЯЖ

1. Общие сведения	1
-------------------------	---

Подраздел 53-10

Конструкция фюзеляжа

1. Общие сведения	1
2. Описание	3

Порядок технического обслуживания

1. Общие сведения	201
2. Информация для ремонта обшивки фюзеляжа	201

Страница намеренно оставлена пустой

РАЗДЕЛ 53**ФЮЗЕЛЯЖ****1. Общие сведения**

Фюзеляж самолета DA 40 NG представляет собой полумонокок. Обшивка фюзеляжа состоит из двух половин, выполненных из стеклопластика. Прочность и жесткость фюзеляжа обеспечиваются шпангоутами и стенками шпангоутов из стеклопластика. Киль является частью конструкции фюзеляжа.

Обшивка фюзеляжа состоит из нескольких слоев стеклоткани. На некоторых участках количество слоев стеклоткани по сравнению с остальными участками увеличено, что позволяет обеспечить дополнительную прочность и жесткость в местах, где это необходимо. Кроме того, при необходимости применяются вставки из жесткого пеноматериала, также придающие конструкции дополнительную жесткость.

Шпангоуты и стенки шпангоутов также выполнены из множества слоев стеклоткани. На некоторых участках для повышения прочности количество слоев углеткани увеличено. Кроме того, некоторые элементы конструкции имеют жесткие вставки из стеклопластика для крепления кронштейнов и других элементов.

Информацию о конструкции фюзеляжа см. в подразделе 53-10.

Страница намеренно оставлена пустой

Подраздел 53-10**Конструкция фюзеляжа****1. Общие сведения**

В данном подразделе описывается конструкция фюзеляжа, включая киль. Информацию о ремонте конструкции см. в разделе 51-00.

Все основные элементы конструкции выполнены в виде жестких формованных деталей из стеклопластика. Каждый формованный элемент состоит из множества слоев стеклоткани, которые соединяются друг с другом клеевым швом. В некоторых элементах дополнительно имеются слои углеткани, что позволяет обеспечить прочность и жесткость конструкции.

Большинство элементов имеют жесткие вставки из стеклопластика, придающие дополнительную прочность и жесткость для установки других элементов, например, кронштейнов крепления органов управления.

Элементы соединяются друг с другом при помощи клеящей пасты (смолы с наполнителем). Большинство элементов фюзеляжа также приклеиваются к обшивке фюзеляжа.

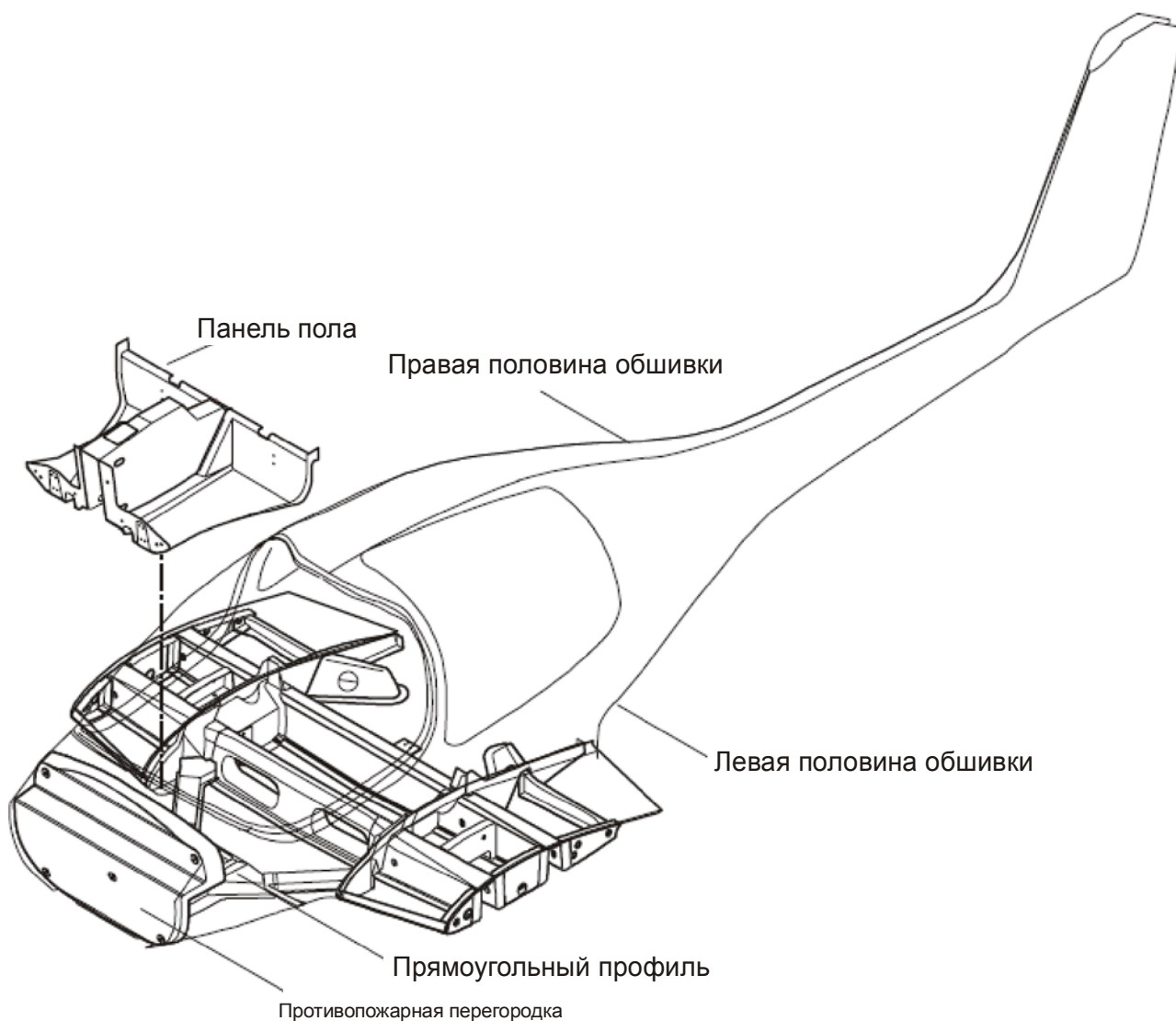


Рисунок 1. Половины обшивки фюзеляжа и конструкция носовой части фюзеляжа

2. Описание

Конструкция фюзеляжа показана на рисунках 1 - 4.

А. Половины обшивки фюзеляжа

Наружная обшивка фюзеляжа состоит из двух половин, выполненных из стеклопластика. Половины обшивки обеспечивают распределение нагрузок по конструкции. Половины обшивки соединяются друг с другом в верхней и нижней частях фюзеляжа. Каждая половина состоит из множества слоев стеклоткани. На некоторых участках обшивки число слоев ткани увеличено для придания конструкции дополнительной прочности и жесткости.

Кроме того, на некоторых участках для придания дополнительной жесткости установлены вставки из жесткого пеноматериала.

Все прочие элементы конструкции приклеены к половинам обшивки фюзеляжа при помощи смолы с наполнителем. К половинам обшивки фюзеляжа приклеено множество мелких элементов, включая следующие:

- Воздуховоды подачи и отвода воздуха.
- Кабелепроводы для электропроводов и кабелей антенн и каналы для топливопроводов.

В. Противопожарная перегородка

С передней стороны фюзеляж замыкает противопожарная перегородка, на которой имеются узлы крепления моторной рамы и отверстия для элементов различных систем, которые присоединяются к двигателю.

Противопожарная перегородка представляет собой жесткую формовую деталь из стеклопластика. К передней поверхности противопожарной перегородки специальным клеем приклеено огнестойкое керамическое покрытие. Тем же клеем к передней поверхности этого покрытия приклеен лист из нержавеющей стали. Лист из нержавеющей стали и огнестойкое покрытие дополнительно крепятся к формовой панели из стеклопластика элементами систем, которые проходят сквозь противопожарную перегородку.

С. Прямоугольный профиль

К внутреннему нижнему слою обшивки фюзеляжа сзади от противопожарной перегородки приклеен прямоугольный профиль для придания дополнительной прочности и жесткости носовой части фюзеляжа. К профилю крепятся носовая опора шасси и каналы топливопроводов.

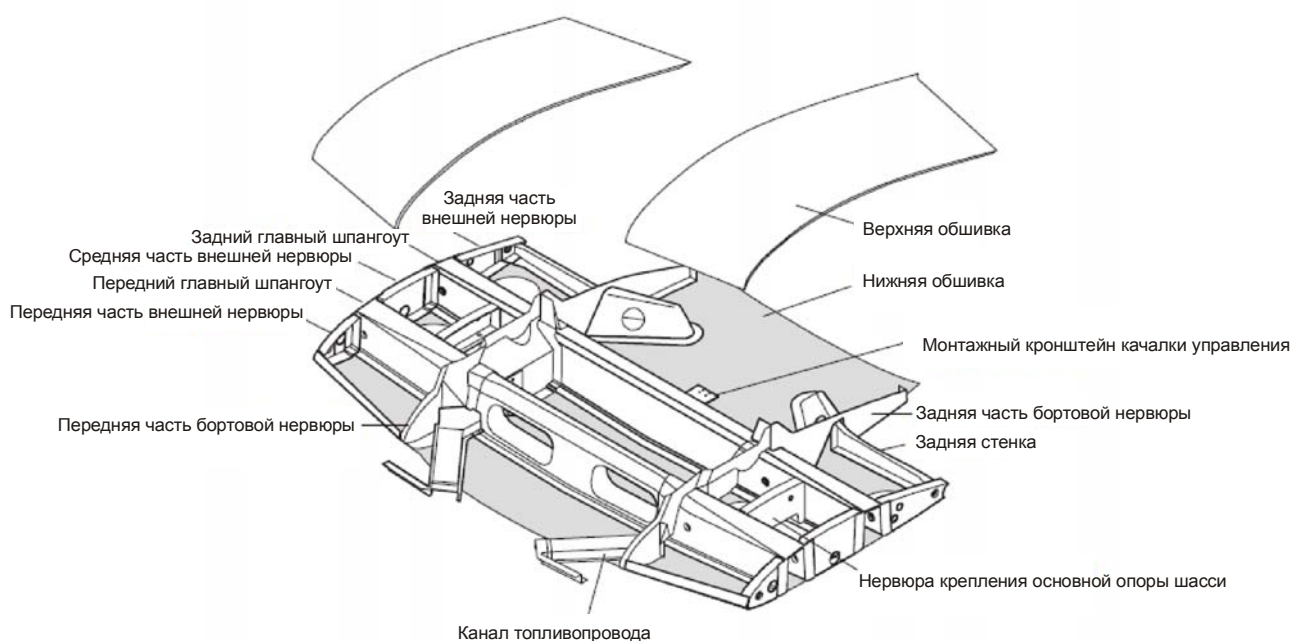
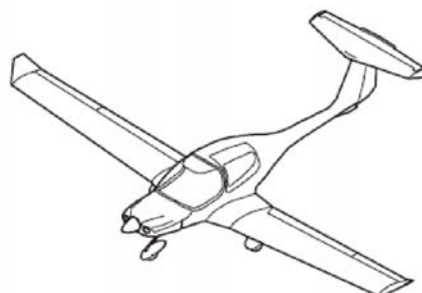


Рисунок 2. Конструкция фюзеляжа (центроплан)

D. Панель пола

Панель пола представляет собой жесткую формовую деталь из стеклопластика. Панель приклеена к внутреннему нижнему слою обшивки фюзеляжа и противопожарной перегородке и располагается поверх прямоугольного профиля. Центральная часть панели пола образует центральную панель.

Задняя часть панели пола служит передней точкой опоры кресел пилотов. Кроме того, к ней крепятся передней частью опорные кронштейны ручек управления самолетом, а также узлы педалей управления рулем направления пилотов.

E. Центроплан

Центроплан показан на рисунке 2. В центроплане располагаются узлы крепления крыльев и основных опор шасси. Центроплан имеет передний и задний главные шпангоуты.

Передний главный шпангоут представляет собой жесткую формовую деталь из стеклопластика коробчатого сечения. На верхней и нижней поверхностях шпангоута дополнительно имеются слои углеткани для придания ему дополнительной прочности и жесткости.

Задний главный шпангоут имеет аналогичную конструкцию. Монтажный кронштейн качалки управления приклеен к задней поверхности заднего главного шпангоута, в его центре.

К внешним концам главных шпангоутов приклеены передняя, средняя и задняя части внешней нервюры. Нервюры представляют собой жесткие формовые элементы из стеклопластика и образуют внешнюю поверхность корневой части крыла.

Нервюры крепления основных опор шасси приклеены к главным шпангоутам с внутренней стороны от средней части внешней нервюры. На нервюрах крепления основных опор шасси имеются внешние узлы крепления стоек основных опор шасси.

С внутренней стороны от нервюр крепления основных опор шасси к главным шпангоутам приклеены передняя и задняя части бортовых нервюр. Нервюры представляют собой жесткие формовые детали из стеклопластика. В середине передней части бортовой нервюры имеются внутренние узлы крепления стоек основных опор шасси. К передним частям бортовых нервюр и переднему главному шпангоуту приклеены задние каналы прямоугольного профиля. В задних каналах проходят топливопроводы.

Жесткая нижняя обшивка из стеклопластика приклеена к нижней поверхности центроплана и образует нижнюю поверхность корневых частей крыльев и фюзеляжа. Жесткие верхние обшивки из стеклопластика приклеены к верхней внешней поверхности центроплана и образуют верхнюю поверхность корневых частей крыльев.

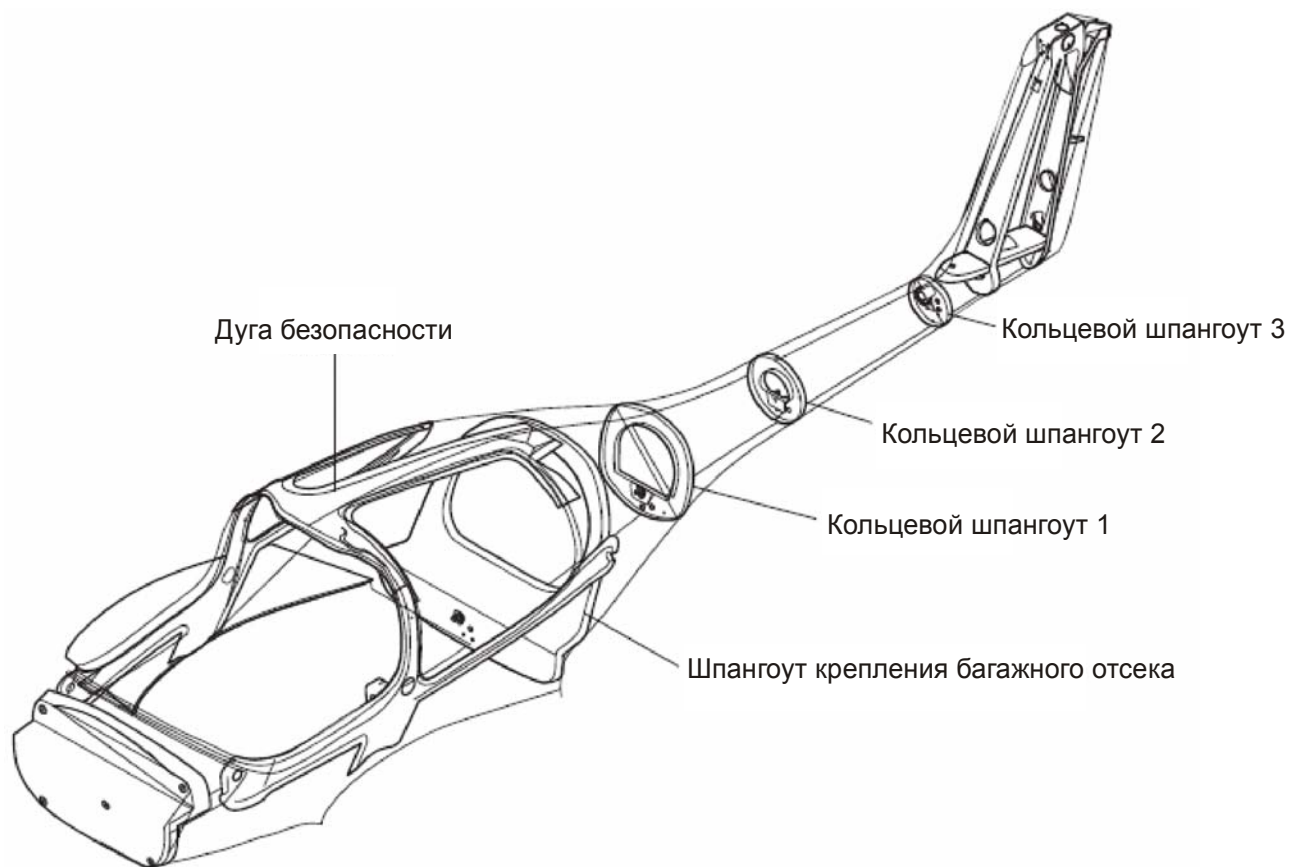


Рисунок 3. Конструкция фюзеляжа (хвостовая часть)

Ф. Дуга безопасности

Дуга безопасности представляет собой жесткую формовую деталь из стеклопластика. Для придания дополнительной прочности и жесткости панель укреплена лентой из углеткани. Дуга безопасности приклеена к внутренней поверхности обшивки фюзеляжа, а также по периметру к каркасу фонаря, остеклению и раме пассажирской двери.

Г. Шпангоут крепления багажного отсека

Шпангоут крепления багажного отсека представляет собой жесткую формовую деталь из стеклопластика. Он замыкает кабину сзади и служит элементом опоры пассажирского кресла (чашки заднего кресла). Шпангоут приклеен к внутреннему слою обшивки фюзеляжа и нижней обшивке центроплана.

В нижней части шпангоута имеются отверстия для тросов управления рулем направления и триммером руля направления, а также направляющая для тяги управления рулем высоты.

Н. Кольцевой шпангоут 1

Кольцевой шпангоут 1 представляет собой жесткую формовую деталь из стеклопластика. Он приклеен к половинам обшивки фюзеляжа за шпангоутом крепления багажного отсека. В шпангоуте имеются отверстия для тросов управления рулем направления и триммером руля направления, а также направляющая для тяги управления рулем высоты.

И. Кольцевой шпангоут 2

Кольцевой шпангоут 2 представляет собой жесткую формовую деталь из стеклопластика. Он приклеен к половинам обшивки фюзеляжа за кольцевым шпангоутом 1. В шпангоуте имеются отверстия для тросов управления рулем направления и триммером руля направления, а также направляющая для тяги управления рулем высоты.

Ж. Кольцевой шпангоут 3

Кольцевой шпангоут 3 представляет собой жесткую формовую деталь из стеклопластика. Он приклеен к половинам обшивки фюзеляжа спереди от киля. В шпангоуте имеются отверстия для тросов управления рулем направления и триммером руля направления,

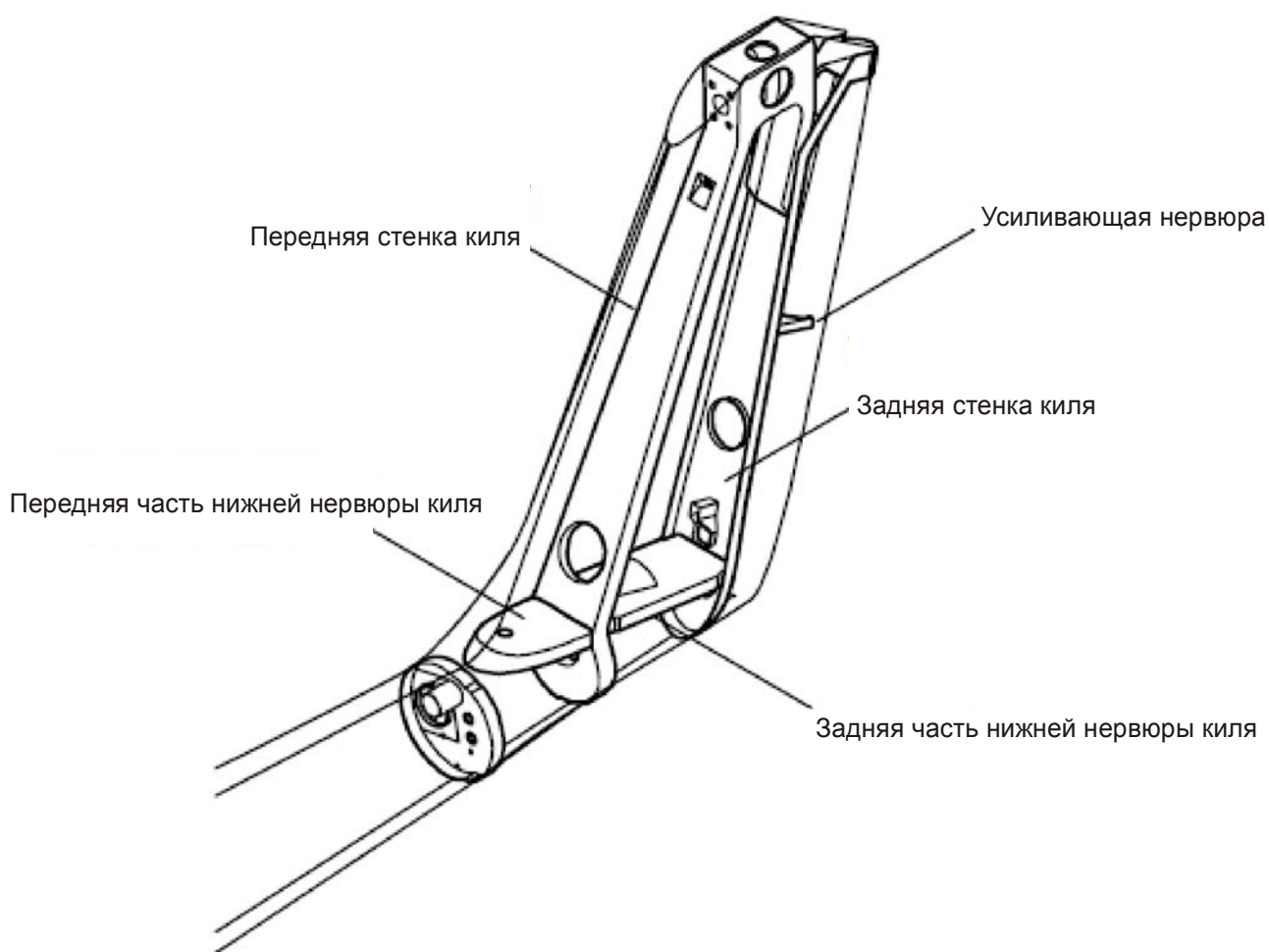


Рисунок 4. Конструкция фюзеляжа (киль)

К. Передняя часть нижней нервюры кия

Передняя часть нижней нервюры кия представляет собой жесткую формовую деталь из стеклопластика. Она приклеена к обшивке фюзеляжа в нижней части кия, а также к передней стенке кия. В передней части нервюры имеется отверстие для троса управления триммером руля высоты.

Л. Задняя часть нижней нервюры кия

Задняя часть нижней нервюры кия представляет собой жесткую формовую деталь из стеклопластика. Она приклеена к обшивке фюзеляжа в нижней части кия, а также к передней и задней стенкам кия. В задней части нервюры имеется большой вырез для тяги управления рулем высоты.

М. Передняя стенка кия

Передняя стенка кия представляет собой жесткую формовую деталь из стеклопластика. Передняя стенка кия приклеена к обшивке фюзеляжа, а также к передней и задней частям нижней нервюры кия и верху задней стенки.

Верх передней стенки представляет собой жесткую конструкцию коробчатого сечения. Для увеличения прочности в местах присоединения узлов крепления стабилизатора установлены вставки из стеклопластика.

Н. Задняя стенка кия

Задняя стенка кия представляет собой жесткую формовую деталь из стеклопластика. Она приклеена к обшивке фюзеляжа и передней стенке кия. В верхней части задней стенки установлен верхний узел навески руля направления. К задней поверхности стенки приклеена усиливающая нервюра.

Задняя стенка кия замыкает контур кия с задней его стороны.

Страница намеренно оставлена пустой

Порядок технического обслуживания

1. Общие сведения

В данном подразделе приводится информация о конструкции обшивки фюзеляжа, необходимая для ее ремонта. Описание общих процедур ремонта см. в разделе 51.

2. Информация для ремонта обшивки фюзеляжа

На рисунках 5 - 11 показаны схемы слоев стеклоткани и углеткани в обшивках фюзеляжа. Эту информацию следует использовать при ремонте фюзеляжа. Более подробную информацию (например, подробные схемы слоев) можно получить в отделе технической поддержки компании Diamond Aircraft.

На рисунках показаны основные слои ткани. Ориентация волокон условно показана штриховкой и указана в соответствующей таблице. При ремонте фюзеляжа необходимо использовать ткани указанных типов и с указанной ориентацией волокон.

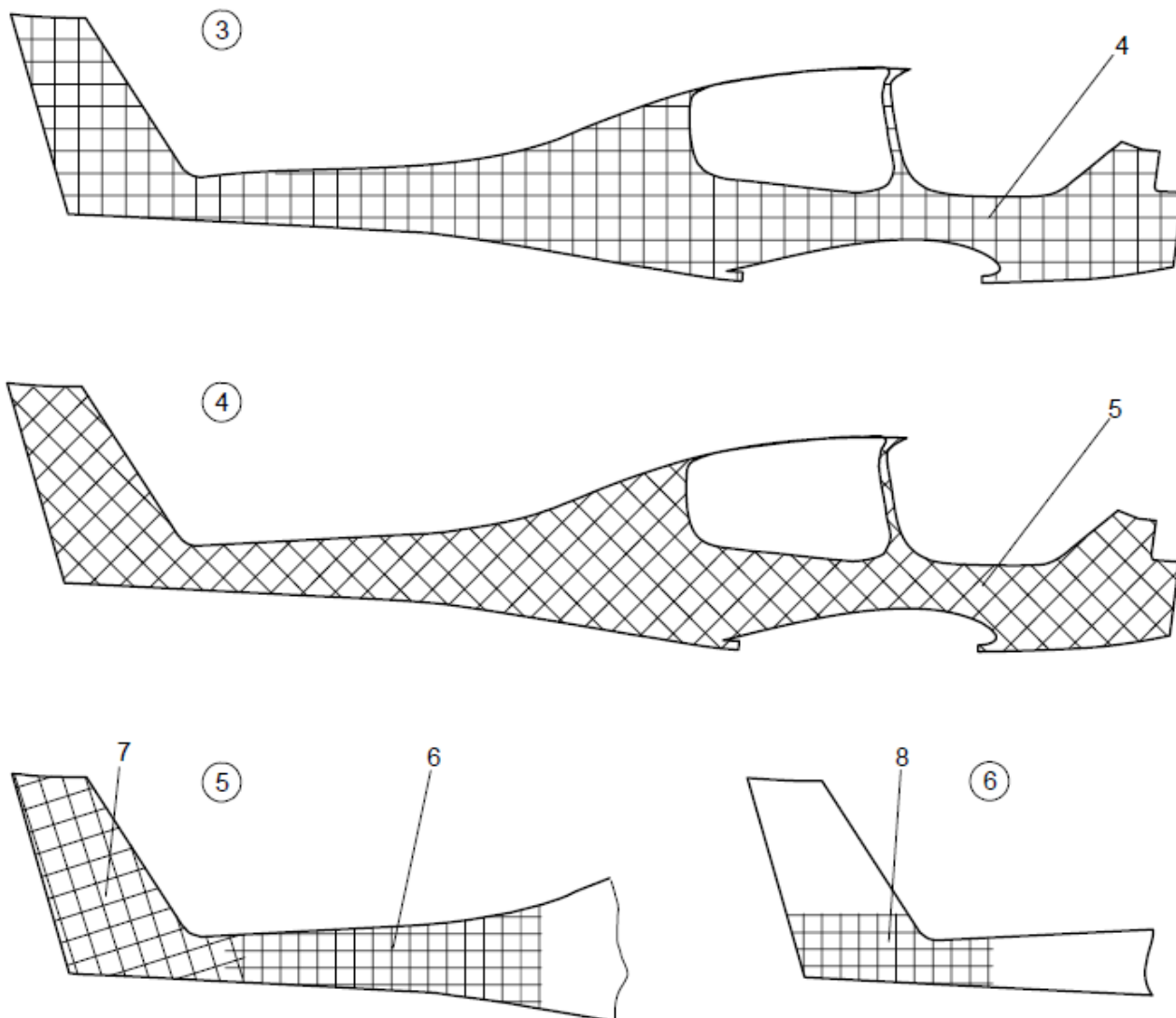
На многих участках дополнительно накладывается углепластиковая лента с однонаправленным расположением волокон. В этих случаях указана длина ленты.

Цифры в кружках рядом с каждым эскизом обозначают порядок накладки слоев («этапы»).

Первым слоем считается слой заполнителя (на схемах не показан). Этап 1 соответствует внешней поверхности обшивки.

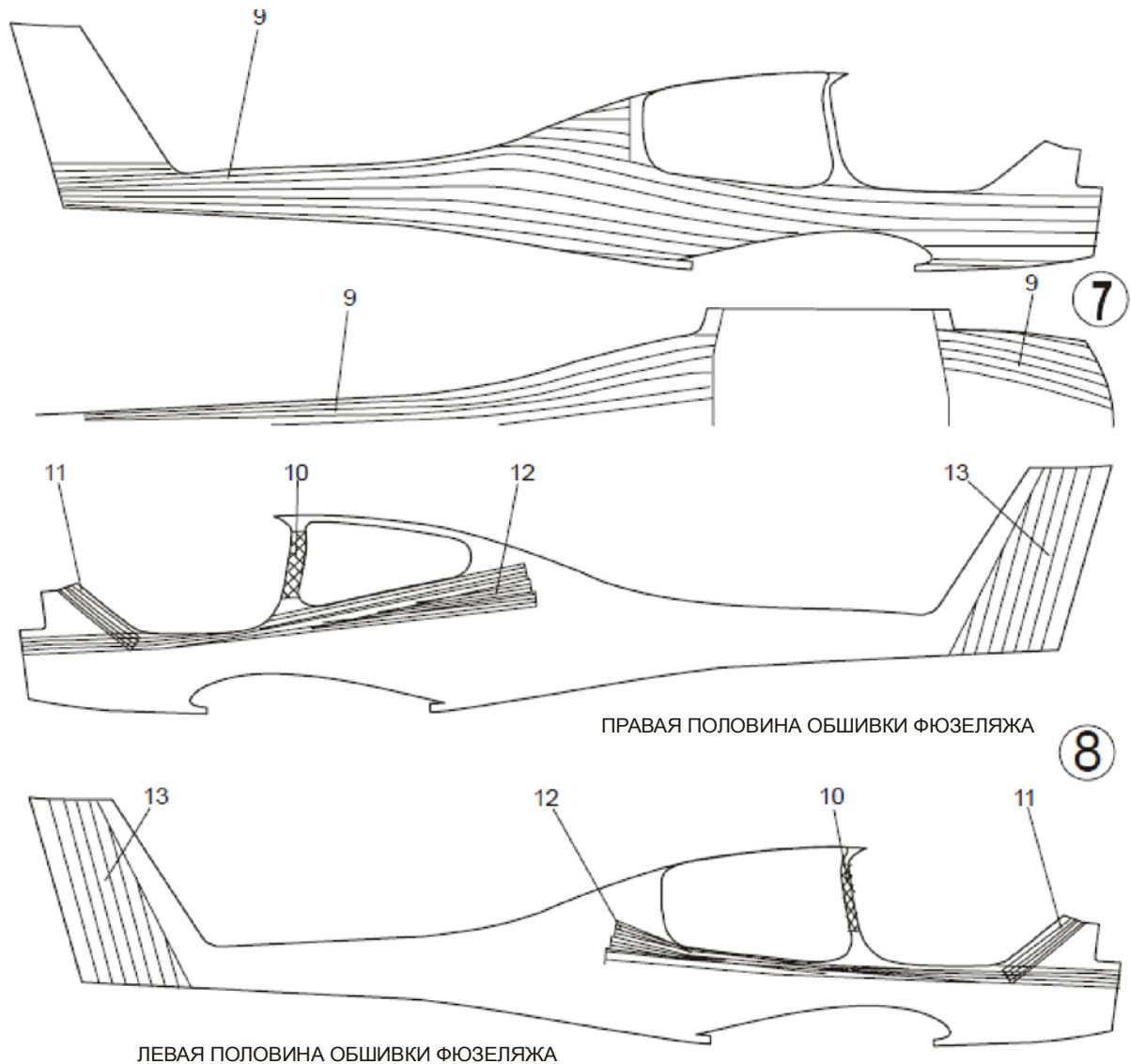
Для перевода размеров в миллиметрах (мм) в размеры в дюймах следует разделить указанный размер на 25,4.

Перед ремонтом необходимо в обязательном порядке провести испытание на огнестойкость образца композиционного материала с поврежденного участка. Порядок проведения испытания на огнестойкость см. в подразделе 51-20.



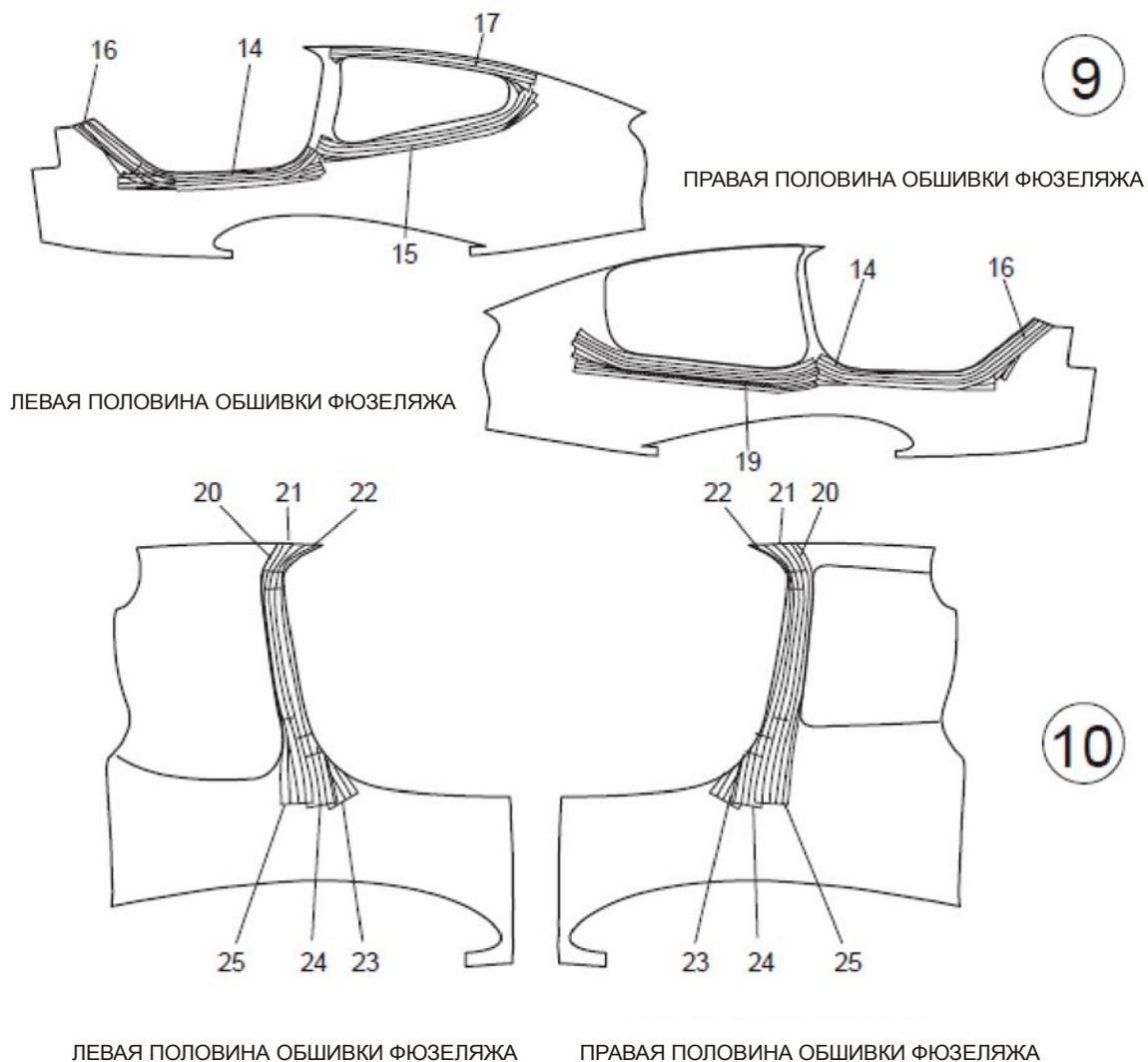
Поз.	К-во слоев	Обозначение	Тип	Примечания
4	1	стеклоткань 8.4548.60	92110 саржевое переплетение 2/2	0°/90° по всей поверхности
5	2	стеклоткань 8.4551.60	92125 саржевое переплетение 2/2	±45°
6	1	стеклоткань 8.4551.60	92125 саржевое переплетение 2/2	0°/90°
7	2	стеклоткань 8.4551.60	92125 саржевое переплетение 2/2	15°/105°
8	2	стеклоткань 8.4551.60	92125 саржевое переплетение 2/2	0°/90°

Рисунок 5. Слои ткани в половинах обшивки фюзеляжа — этапы 3 - 6



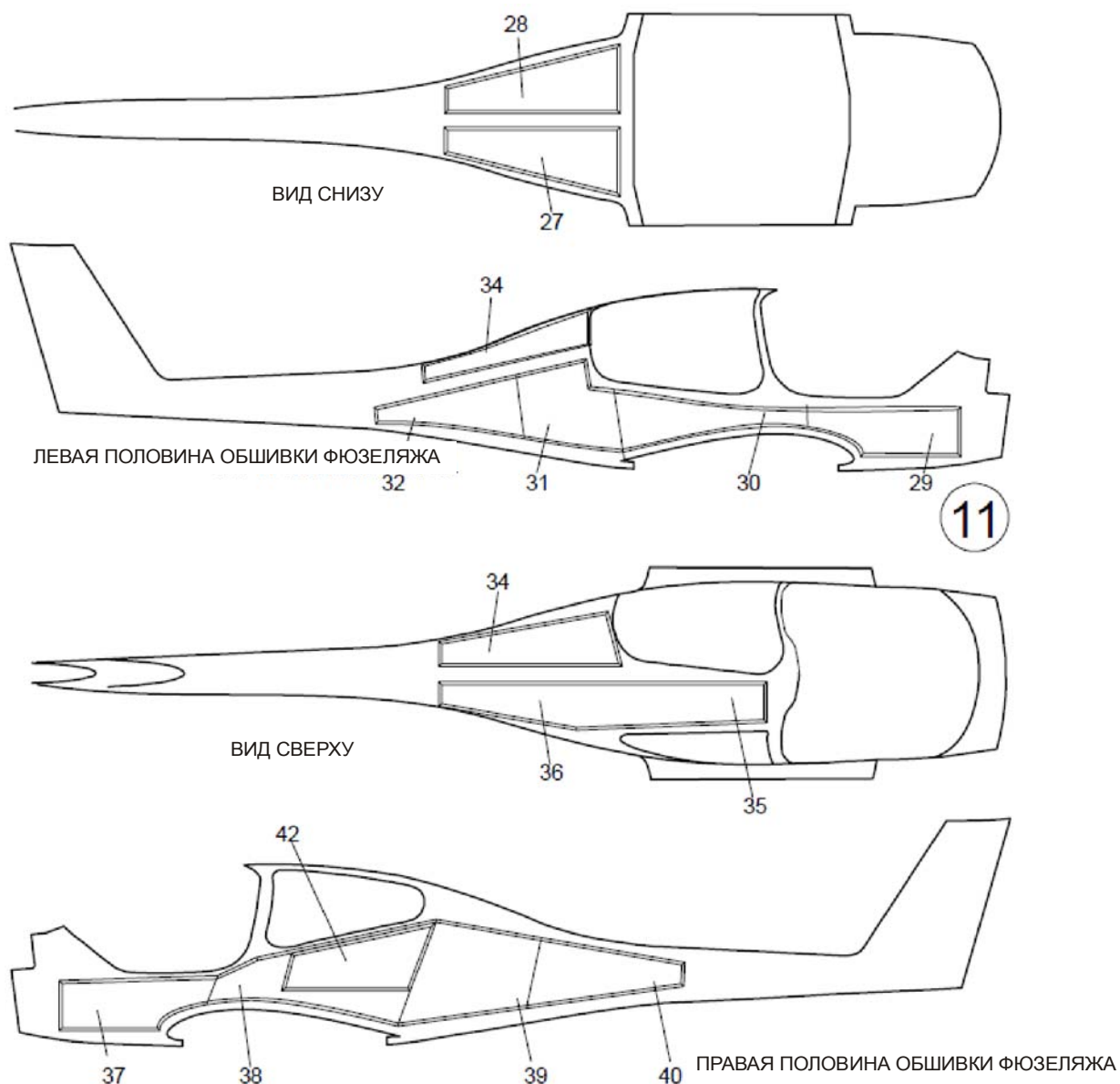
Поз.	К-во слоев	Обозначение	Тип	Примечания
9	2	стеклоткань 8.4525.60	92146 однонаправленная	0°/90°
10	2	стеклоткань 8.4551.60	92125 саржевое переплетение 2/2	±45°, 250 мм * 600 мм
11	3	углеткань KDU 1034	100 мм однонаправленная	750 мм
12	3	углеткань KDU 1034	100 мм однонаправленная	3250 мм
13	2	стеклоткань 8.4525.60	92146 однонаправленная	17°/107°

Рисунок 6. Слои ткани в половинах обшивки фюзеляжа — этапы 7 - 8



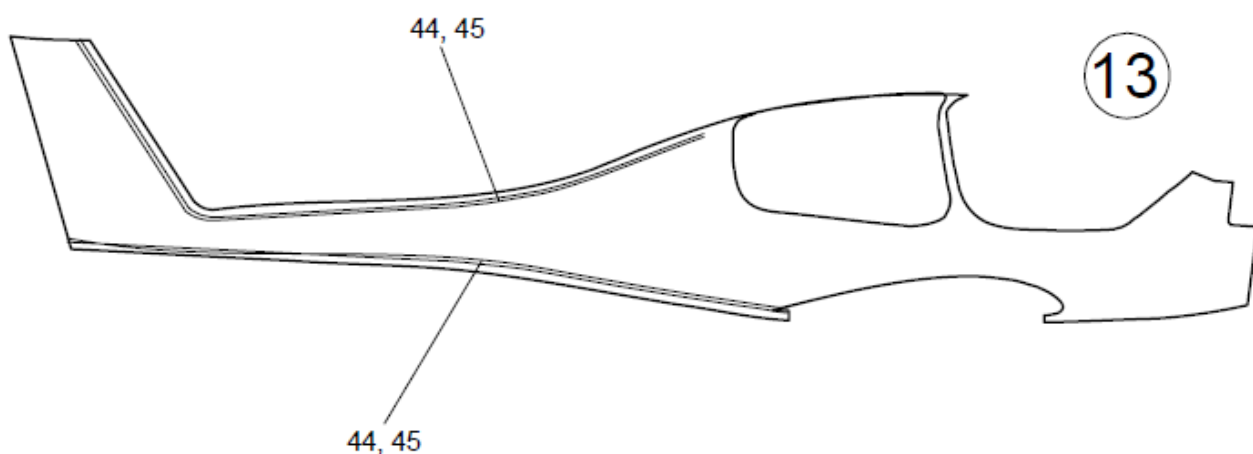
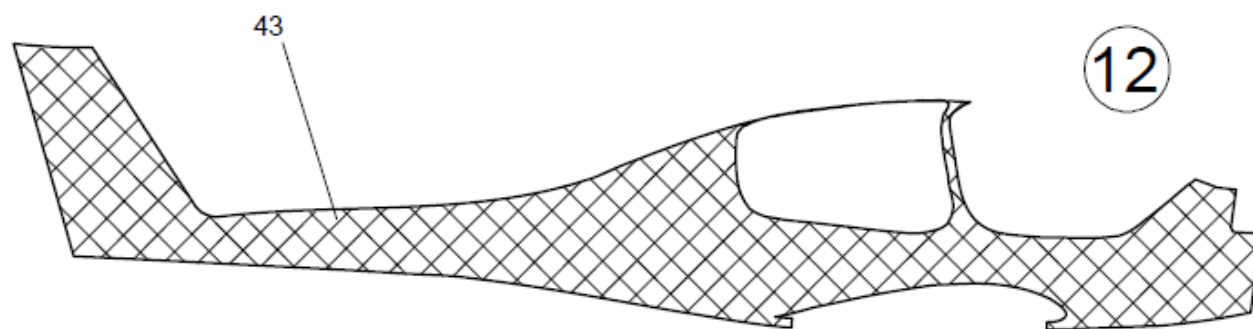
Поз.	К-во слоев	Обозначение	Тип	Примечания
14	3	углеткань KDU 1034	100 мм однонаправленная	1000 мм
15	3	углеткань KDU 1034	100 мм однонаправленная	1400 мм
16	3	углеткань KDU 1034	100 мм однонаправленная	850 мм
17	3	углеткань KDU 1034	100 мм однонаправленная	1200 мм
19	3	углеткань KDU 1034	100 мм однонаправленная	1200 мм
20-22	1 для каждой поз.	углеткань KDU 1034	100 мм однонаправленная	600 мм, 700 мм, 800 мм
23-25	1 для каждой поз.	углеткань KDU 1034	100 мм однонаправленная	600 мм, 700 мм, 800 мм

Рисунок 7. Слои ткани в половинах обшивки фюзеляжа — этапы 9 - 10



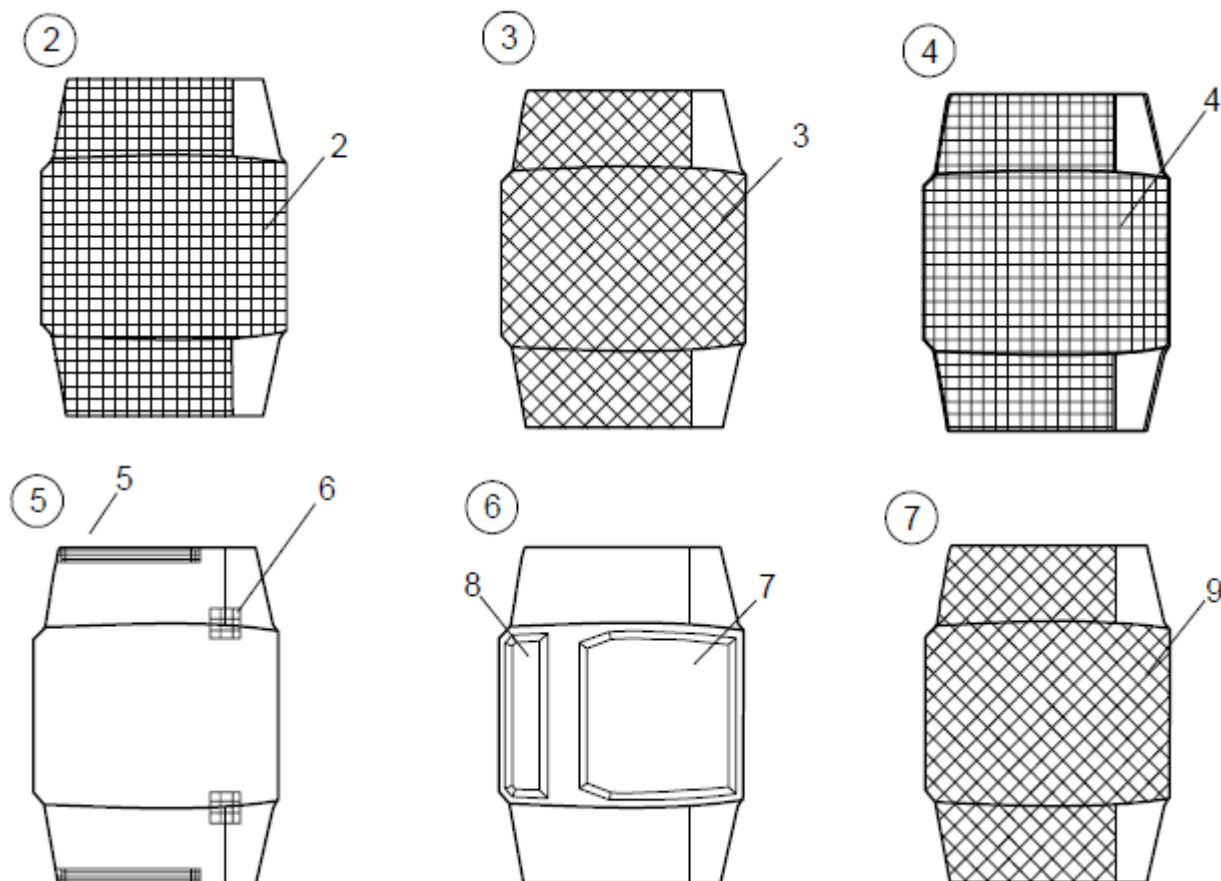
Поз.	Обозначение	Тип	Примечания
27-32	Н 60	жесткий пеноматериал толщиной 8 мм	
34-36	Н 60	жесткий пеноматериал толщиной 3 мм	
37-42	Н 60	жесткий пеноматериал толщиной 8 мм	

Рисунок 8. Вставки из жесткого пеноматериала в половинах обшивки фюзеляжа — этап 11



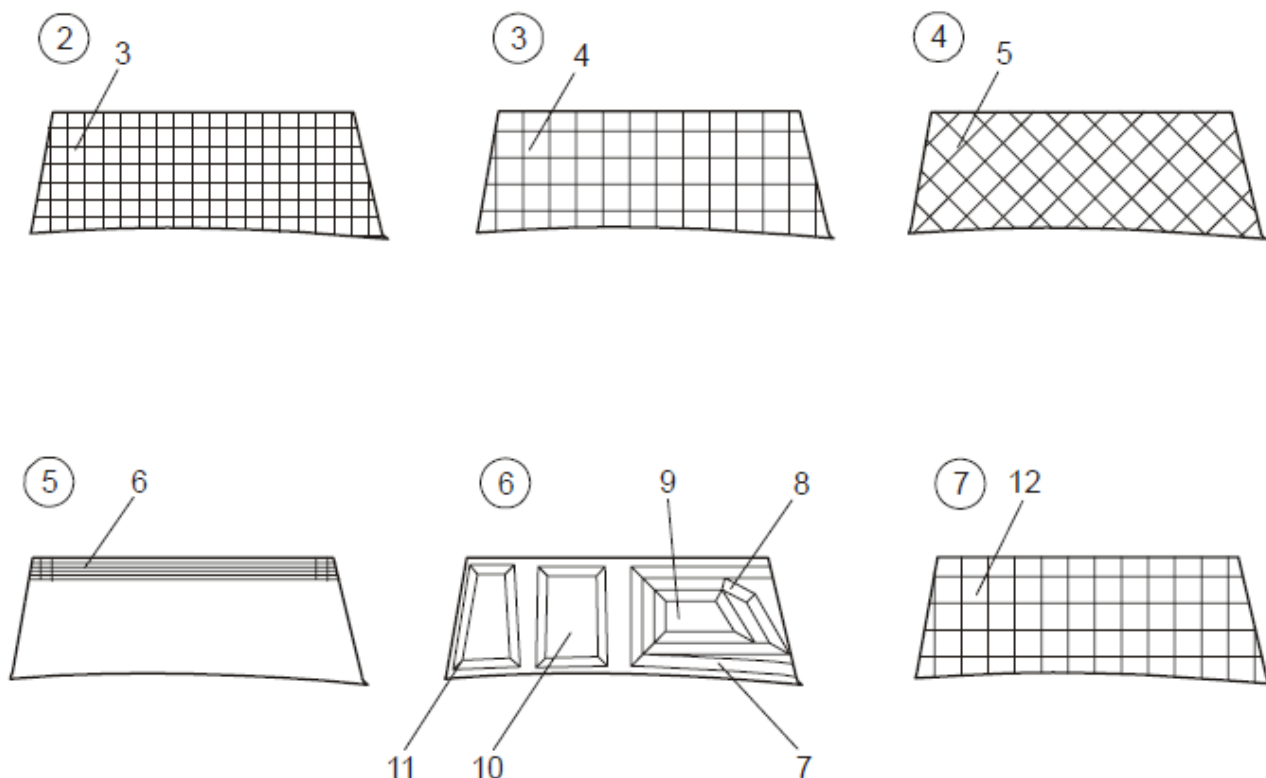
Поз.	К-во слоев	Обозначение	Тип	Примечания
43	2	стеклоткань 8.4551.60	92125 саржевое переплетение 2/2	$\pm 45^\circ$
44	2	стеклоткань 8.4554.60	92140 саржевое переплетение 2/2	$\pm 45^\circ$
45	1	стеклоткань 8.4554.60	92140 саржевое переплетение 2/2	$0^\circ/90^\circ$

Рисунок 9. Слои ткани в половинах обшивки фюзеляжа — этапы 12 - 13



Поз.	К-во слоев	Обозначение	Тип	Примечания
2	1	стеклоткань 8.4548.60	92110 саржевое переплетение 2/2	0°/90°
3	1	стеклоткань 8.4551.60	92125 саржевое переплетение 2/2	±45°
4	2	стеклоткань 8.4551.60	92125 саржевое переплетение 2/2	0°/90°
5	3	стеклоткань 8.4525.60	92146 однонаправленная	0°, 900 мм
6	2	стеклоткань 8.4551.60	92125 саржевое переплетение 2/2	200 мм * 200 мм
7 и 8		Н 60	жесткий пеноматериал толщиной 8 мм	
9	3	стеклоткань 8.4548.60	92125 саржевое переплетение 2/2	±45°

Рисунок 10. Слои ткани в нижней обшивке центроплана



Поз.	К-во слоев	Обозначение	Тип	Примечания
3	1	стеклоткань 8.4548.60	92110 саржевое переплетение 2/2	0°/90°
4	2	стеклоткань 8.4551.60	92125 саржевое переплетение 2/2	0°/90°
5	2	стеклоткань 8.4551.60	92125 саржевое переплетение 2/2	±45°
6	3	стеклоткань 8.4525.60	92146 однонаправленная	0°
7-11		Н 60	жесткий пеноматериал толщиной 8 мм	
12	2	стеклоткань 8.4551.60	92125 саржевое переплетение 2/2	0°/90°

Рисунок 11. Слои ткани в верхних половинах обшивки центроплана

РАЗДЕЛ 55

ХВОСТОВОЕ ОПЕРЕНИЕ

Страница намеренно оставлена пустой

СОДЕРЖАНИЕ

РАЗДЕЛ 55

ХВОСТОВОЕ ОПЕРЕНИЕ

1.	Общие сведения	1
Подраздел 55-10		
Стабилизатор		
1.	Общие сведения	1
2.	Описание	1
Порядок технического обслуживания		
1.	Общие сведения	201
2.	Демонтаж/установка стабилизатора	201
3.	Информация для ремонта обшивки стабилизатора	204
Подраздел 55-20		
Руль высоты		
1.	Общие сведения	1
2.	Описание	1
Порядок технического обслуживания		
1.	Общие сведения	201
2.	Демонтаж/установка руля высоты	201
3.	Демонтаж/установка триммера руля высоты	204
4.	Информация для ремонта обшивки руля высоты	206

Подраздел 55-30**Нижняя часть кия**

1.	Общие сведения	1
2.	Описание	1

Порядок технического обслуживания

1.	Общие сведения	201
2.	Демонтаж/установка нижней части кия	201

Подраздел 55-40**Руль направления**

1.	Общие сведения	1
2.	Описание	3

Порядок технического обслуживания

1.	Общие сведения	201
2.	Демонтаж/установка руля направления и подшипника верхней опоры	201
3.	Информация для ремонта обшивки руля направления	204

РАЗДЕЛ 55

ХВОСТОВОЕ ОПЕРЕНИЕ

1. Общие сведения

На самолете DA 40 NG установлено обычное хвостовое оперение. Киль является частью конструкции фюзеляжа. Хвостовые части левой и правой половин обшивки фюзеляжа образуют левую и правую части обшивки киля. Информацию о конструкции фюзеляжа см. в подразделе 53-10.

Стабилизатор состоит из верхней и нижней обшивок, которые состоят из слоев стеклопластика, а также переднего и заднего лонжеронов. На обоих лонжеронах установлены монтажные кронштейны. Жесткость центральной части стабилизатора обеспечивается тремя парами нервюр. На двух половинах задней стенки установлены узлы навески руля высоты.

Руль высоты состоит из верхней и нижней обшивок, которые выполнены из внешних слоев стеклоткани и промежуточного слоя жесткого пеноматериала. Передняя кромка нижней обшивки также выполняет функцию лонжерона. Узлы навески крепятся к нижней обшивке. В центре нижней обшивки установлен большой кабанчик управления с балансировочным грузом. На задней кромке установлен триммер.

Нижняя часть киля представляет собой формовую деталь, изготовленную из стеклопластика, и крепится к низу фюзеляжа болтами.

Руль направления состоит из левой и правой обшивок, которые выполнены из внешних слоев стеклоткани и промежуточного слоя жесткого пеноматериала. Обшивки соединяются друг с другом клеевым швом по кромке руля. Узлы навески крепятся к верхней поверхности руля направления и плоской поверхности в нижней части передней кромки. В качестве балансировочного груза используется кабанчик, расположенный в верхней части руля направления.

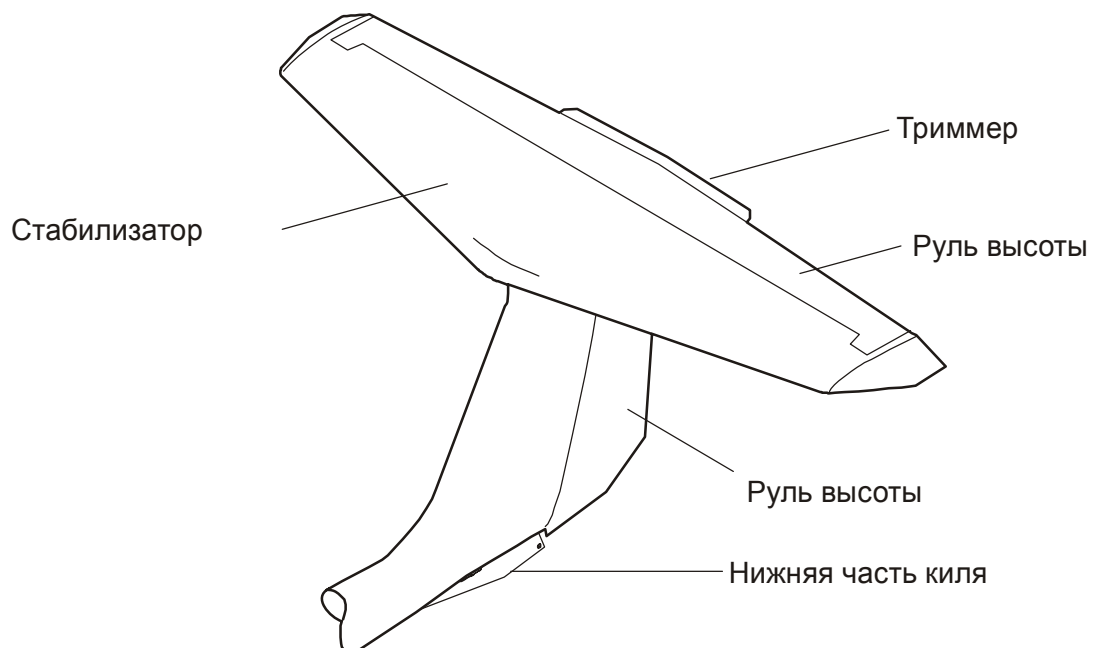


Рисунок 1. Хвостовое оперение

Страница намеренно оставлена пустой

Подраздел 55-10

Стабилизатор

1. Общие сведения

На самолете DA 40 NG установлен обычный стабилизатор. Стабилизатор крепится к верху киля. К задней кромке стабилизатора крепится руль высоты. Информацию о конструкции руля высоты см. в подразделе 55-20.

2. Описание

Конструкция стабилизатора показана на рисунке 1.

Стабилизатор состоит из верхней и нижней обшивок, которые состоят из слоев стеклопластика. Верхняя обшивка вырезов не имеет. В задней части нижней обшивки имеется большой вырез для кабанчика руля высоты и балансировочного груза, а также два меньших отверстия спереди и сзади от переднего лонжерона.

Стабилизатор имеет два лонжерона. Лонжероны состоят из обшивок из стеклопластика и жестких вставок из углепластика, которые расположены в основных точках крепления, а также верхнего и нижнего поясов. Концы переднего лонжерона отгибаются назад и соединяются с задним лонжероном в средней части каждой половины стабилизатора. Задний лонжерон проходит почти до законцовки стабилизатора. Верхняя и нижняя обшивки приклеиваются к лонжеронам смолой.

В каждом лонжероне имеется четыре отверстия для монтажного кронштейна. Доступ к болтам крепления осуществляется снизу. Монтажные кронштейны выходят из стабилизатора вниз через вырезы в нижней обшивке. В нижней части каждого монтажного кронштейна имеется четыре отверстия для крепления к передней стенке киля.

Прочность центральной части стабилизатора придают три пары нервюр, расположенных по обеим сторонам отверстий для доступа. Все нервюры представляют собой жесткие формовые детали из стеклопластика и приклеиваются к другим элементам конструкции смолой. Задние коробчатые нервюры образуют каркас вокруг большого выреза в нижней обшивке. В центре каждой половины стабилизатора установлены короткие задние нервюры, придающие прочность стабилизатору на участке между задним лонжероном и задней стенкой.

Задняя коробчатая нервюра состоит из стенок ломаной формы и приклеенной к стенкам полки. Нервюра замыкает контур большого выреза в нижней обшивке. В задней части каждой коробчатой нервюры имеется три отверстия для крепления кронштейна механизма триммера.

Задние кромки верхней и нижней обшивки замыкаются двумя половинами задней стенки. Внешний конец каждой стенки имеет форму крюка, огибает внешний балансировочный груз руля высоты и выходит за заднюю кромку стабилизатора с внешней стороны, замыкая вырез для руля высоты. На половинах стенки также установлены узлы навески руля высоты. Половины стенки приклеены смолой к верхней и нижней обшивкам, задним нервюрам и задним коробчатым нервюрам.

Поверх соединения между стабилизатором и килем установлен жесткий обтекатель из стеклопластика, который крепится к килю четырьмя винтами.

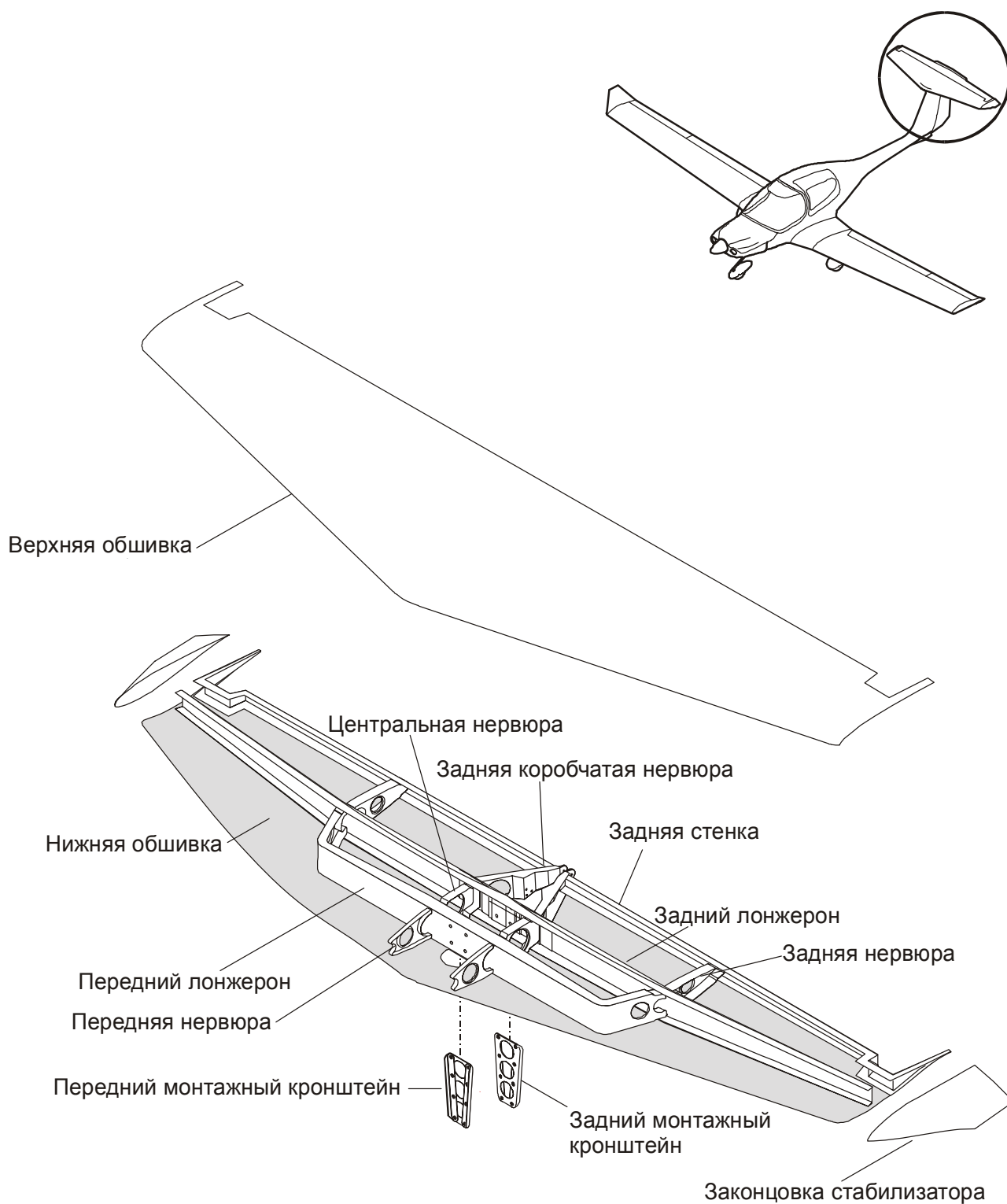


Рисунок 1. Конструкция стабилизатора

Порядок технического обслуживания**1. Общие сведения**

В данном подразделе описывается порядок демонтажа и установки стабилизатора.

2. Демонтаж/установка стабилизатора**А. Демонтаж стабилизатора**

Примечание: Для демонтажа/установки стабилизатора требуются два человека.

	Операции	Примечания
(1)	Снять обтекатель стабилизатора. – Вывинтить 4 винта.	
(2)	Отсоединить 2 шаровых наконечника от приводных рычагов триммера.	Под рулем высоты.
(3)	Снять механизм триммера с монтажного кронштейна.	См. подраздел 27-31.
(4)	Выдвинуть механизм триммера вперед через отверстие в стенке киля и снять его с монтажного кронштейна.	
(5)	Убрать болт крепления вертикальной тяги руля высоты к кабанчику руля высоты.	
(6)	Убрать 8 болтов крепления стабилизатора к переднему и заднему монтажным кронштейнам.	Удерживать стабилизатор.
(7)	Отсоединить антенну VOR.	
(8)	Поднять стабилизатор и снять его с самолета.	

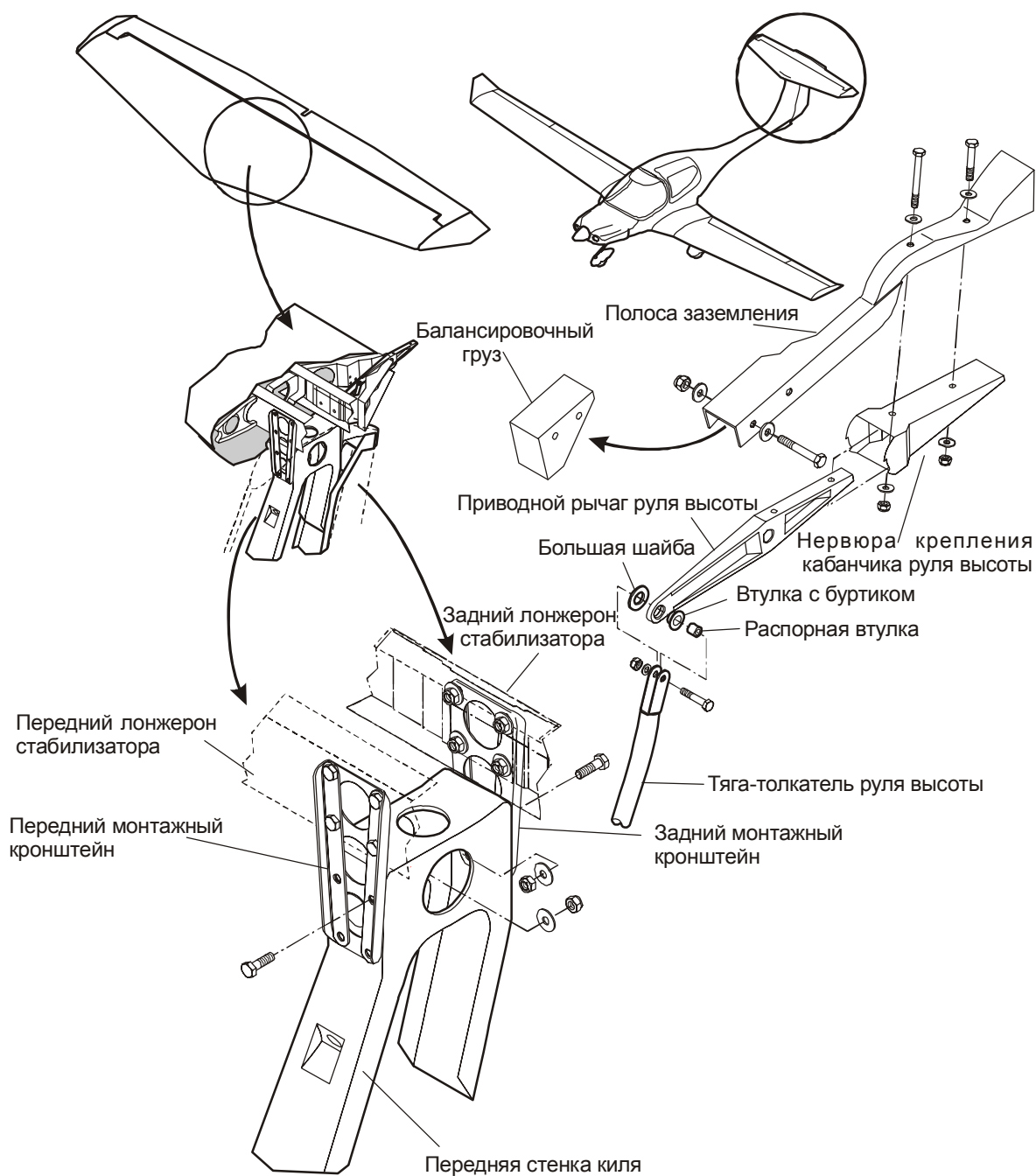
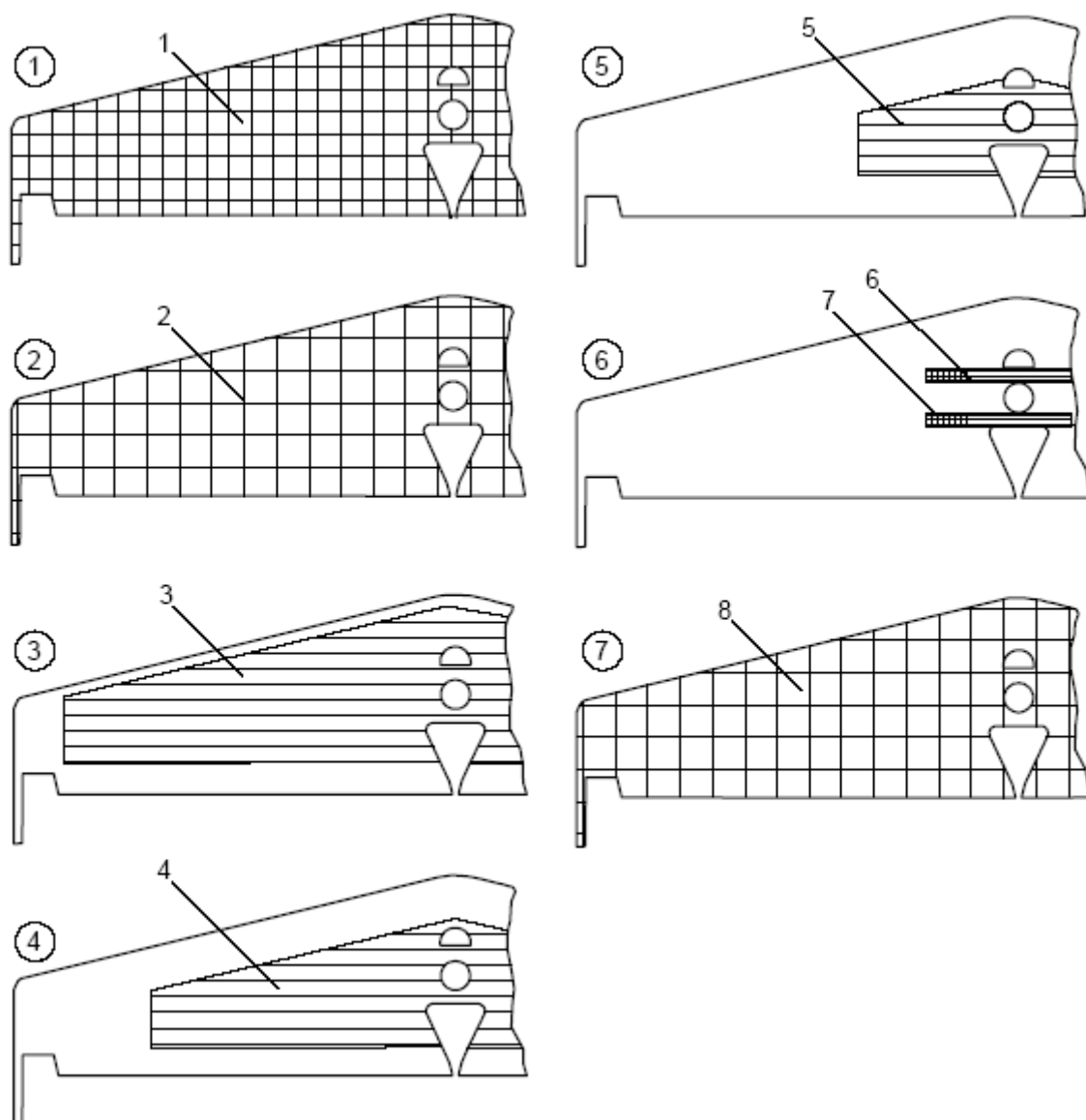


Рисунок 2. Установка стабилизатора

В. Установка стабилизатора

	Операции	Примечания
(1)	Осмотреть узлы крепления стабилизатора. Проверить на наличие следующих признаков: <ul style="list-style-type: none"> – Коррозия и износ болтов. – Деформация монтажных кронштейнов. – Трещины в монтажных кронштейнах. – Повреждение монтажных отверстий. 	
(2)	Установить стабилизатор на киль.	Удерживать стабилизатор.
(3)	Присоединить антенну VOR.	
(4)	Установить 8 болтов крепления стабилизатора к переднему и заднему монтажным кронштейнам.	Использовать новые самоконтрящиеся гайки.
(5)	Установить болт крепления вертикальной тяги руля высоты к кабанчику руля высоты.	Усилие затяжки: 1,7 Нм (1,2 фунт-с-фут). Использовать новую самоконтрящуюся гайку.
(6)	Установить механизм триммера, продвинув его назад через отверстие в стенке кия в монтажный кронштейн механизма триммера.	
(7)	Прикрепить механизм триммера к монтажному кронштейну. <ul style="list-style-type: none"> – Установить 2 болта. 	Использовать новую самоконтрящуюся гайку.
(8)	Присоединить 2 шаровых наконечника к приводным рычагам триммера.	Под рулем высоты.
(9)	Проверить правильность работы системы управления рулем высоты, полноту и легкость отклонения руля высоты. При необходимости отрегулировать систему управления рулем высоты.	См. подраздел 27-30.
(10)	Проверить правильность работы системы управления триммером, полноту и легкость отклонения триммера. При необходимости отрегулировать систему управления триммером.	См. подраздел 27-31.

	Операции	Примечания
(11)	Установить обтекатель стабилизатора: – Установить 4 винта.	



Поз.	К-во слоев	Обозначение	Тип	Примечания
1	1	стеклоткань 8.4548.60	92110 саржевое переплетение 2/2	0/90°
2	1	стеклоткань 8.4551.60	92125 саржевое переплетение 2/2	0/90°
3, 4, 5	1 для каждой поз.	стеклоткань 8.4525.60	92146 однонаправленная	0/180°
6, 7	8 для каждой поз.	стеклоткань 8.4525.60	92146 однонаправленная	0/180°, 50 мм x 500 мм с отступом 20 мм
8	2	стеклоткань 8.4551.60	92125 саржевое переплетение 2/2	0/90°

Рисунок 3. Слои ткани в нижней обшивке стабилизатора

3. Информация для ремонта обшивки стабилизатора

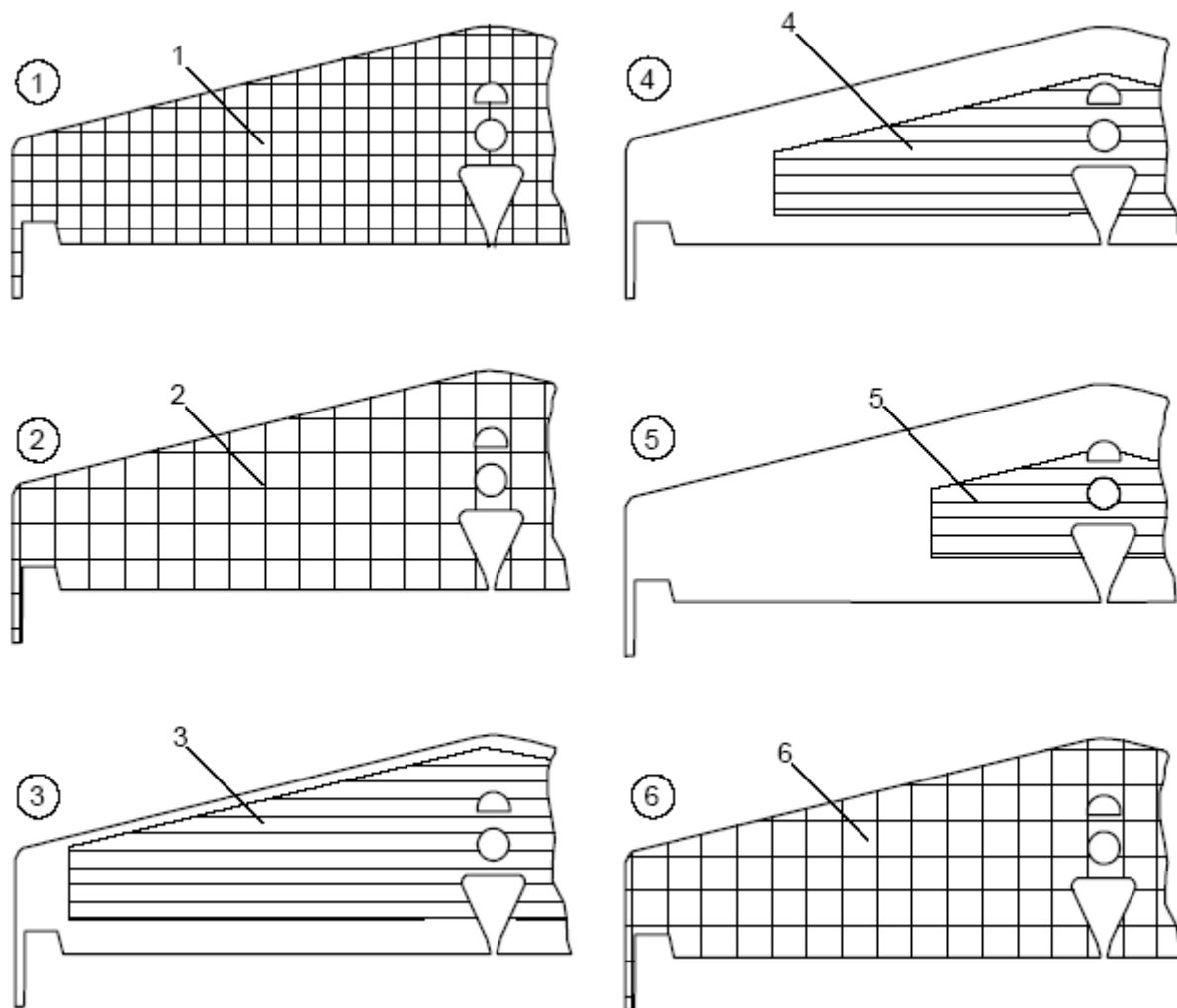
На рисунках 3 и 4 показаны схемы слоев стеклоткани в обшивках стабилизатора. Эту информацию следует использовать при ремонте стабилизатора.

На рисунках показаны основные слои ткани. Ориентация волокон условно показана штриховкой и указана в соответствующей таблице. При ремонте стабилизатора необходимо использовать ткани указанных типов и с указанной ориентацией волокон.

Цифры в кружках рядом с каждым эскизом обозначают порядок накладки слоев («этапы»).

Первым слоем (0 для стабилизатора) считается слой заполнителя (на схемах не показан). Этап 1 соответствует внешней поверхности обшивки.

Перед ремонтом необходимо в обязательном порядке провести испытание на огнестойкость образца композиционного материала с поврежденного участка. Порядок проведения испытания на огнестойкость см. в подразделе 51-20.



Поз.	К-во слоев	Обозначение	Тип	Примечания
1	1	стеклоткань 8.4548.60	92110 саржевое переплетение 2/2	0/90°
2	2	стеклоткань 8.4551.60	92125 саржевое переплетение 2/2	0/90°
3, 4, 5	1 для каждой поз.	стеклоткань 8.4525.60	92146 однонаправленная	0/180°
6	2	стеклоткань 8.4551.60	92125 саржевое переплетение 2/2	0/90°

Рисунок 4. Слои ткани в верхней обшивке стабилизатора

Страница намеренно оставлена пустой

Подраздел 55-20**Руль высоты****1. Общие сведения**

На самолете DA 40 NG установлен обычный руль высоты. Руль высоты крепится к задней стенке стабилизатора. Информацию о системе управления рулем высоты см. в подразделе 27-30.

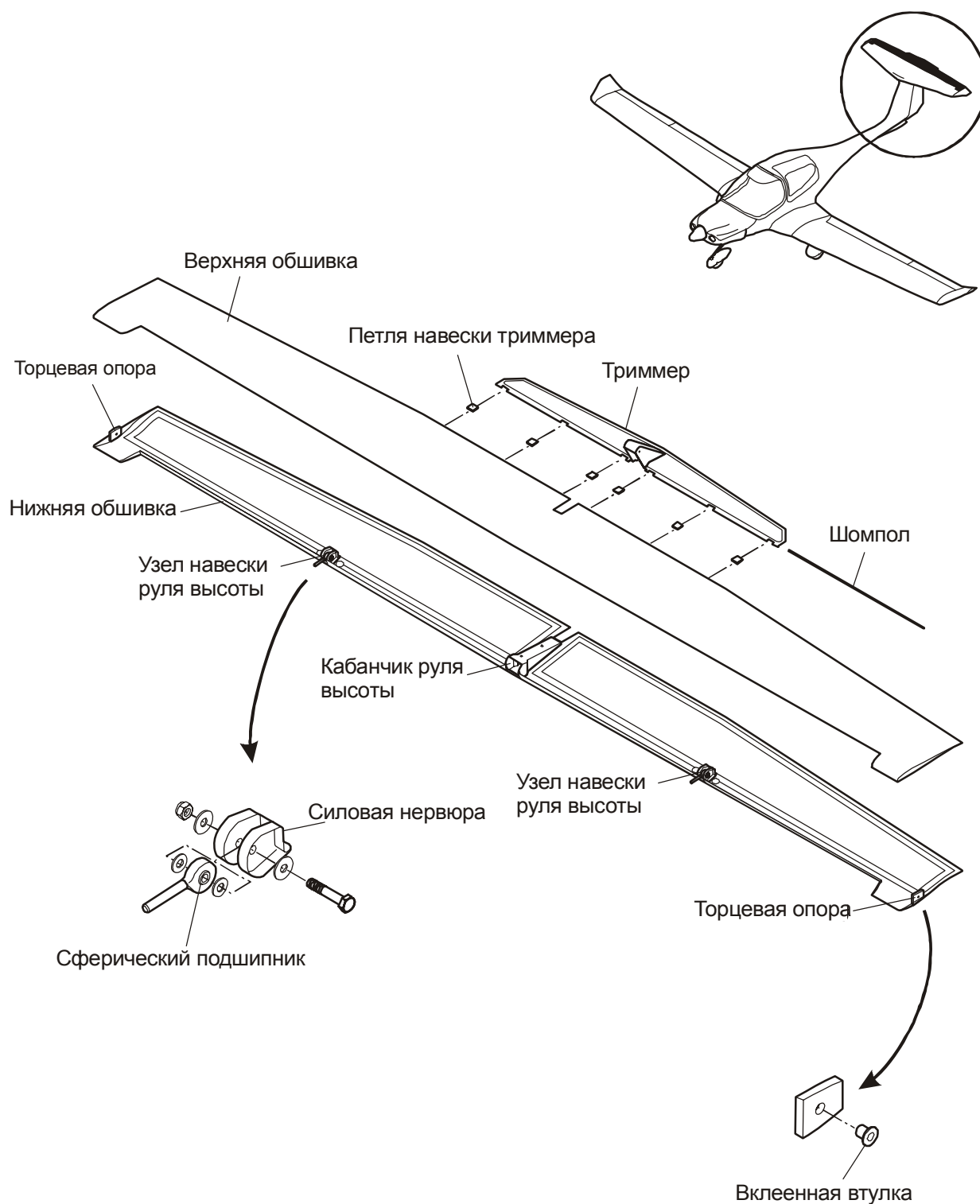


Рисунок 1. Конструкция руля высоты

2. Описание

Конструкция руля высоты показана на рисунке 1. Схема установки руля высоты на стабилизаторе показана на рисунке 2. Схема установки триммера показана на рисунке 3.

Руль высоты состоит из верхней и нижней обшивок, которые выполнены из внешних слоев стеклоткани и промежуточного слоя жесткого пеноматериала. Передняя кромка каждой половины обшивки имеет изгиб. Обшивки соединяются друг с другом в месте соединения изгибов, а также по боковым кромкам и задней кромке.

В средней части руля высоты расположена нервюра крепления кабанчика коробчатого сечения, открытая с передней стороны. В нервюре крепления вставляется кабанчик, который крепится к рулю высоты двумя болтами.

В кабанчике имеется отверстие с втулкой для присоединения тяги управления рулем высоты. В передней части кабанчика установлен балансировочный груз руля высоты. Кроме того, в передней части законцовок руля высоты установлены дополнительные балансировочные грузы.

Руль высоты подвешен на пяти шарнирных опорах. В кабанчике руля высоты установлен простой подшипник скольжения. Кабанчик руля высоты крепится к задней стенке стабилизатора болтом с проставкой.

В средней части каждой половины руля высоты расположена небольшая силовая нервюра, на которой установлен узел навески руля высоты. Узел навески состоит из ушка и безрезьбового хвостовика. В ушке установлен сферический подшипник. Хвостовик соединения входит во втулку, установленную в задней стенке.

С внешней стороны руля высоты на каждом его конце установлены торцевые опоры, состоящие из усилительной пластины с вклеенной втулкой. Втулка располагается соосно втулке, вклеенной в заднюю стенку стабилизатора. Обе втулки соединены осью шарнира и образуют внешнюю шарнирную опору. Ось шарнира законтрена во втулке цилиндрическим штифтом.

К задней кромке руля высоты крепится триммер из стеклопластика. Триммер навешивается на шесть петель из стеклопластика. Передняя часть каждой петли приклеена к задней кромке руля высоты. Задняя часть каждой петли крепится к передней кромке триммера. Через петли продеты два шомпола, законтренные на месте контровочными проволоками.

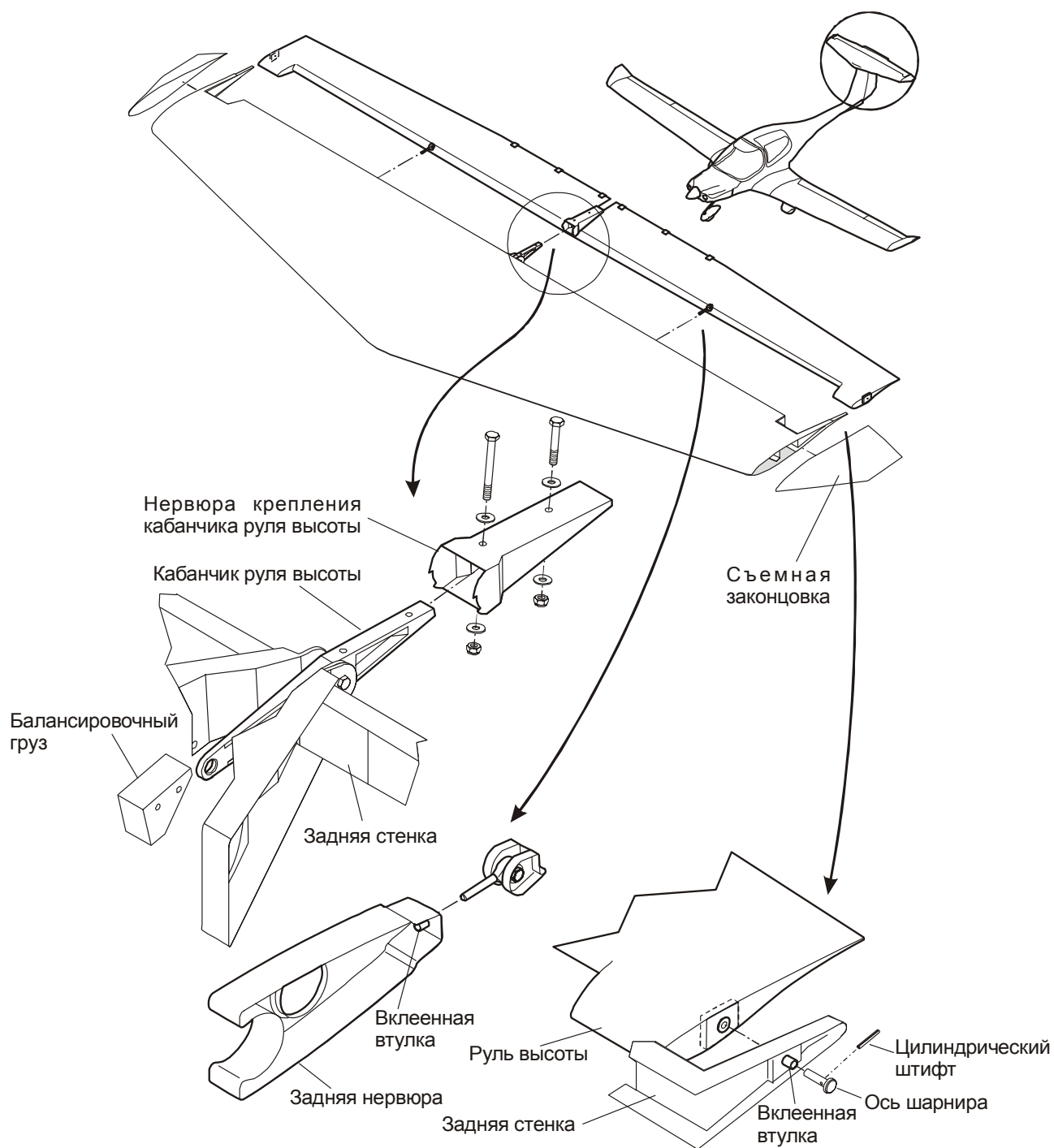


Рисунок 2. Установка руля высоты на стабилизаторе

Порядок технического обслуживания**1. Общие сведения**

В данном подразделе описывается порядок демонтажа и установки руля высоты и триммера руля высоты. Информацию о настройке систем управления рулем высоты и триммером руля высоты см. в подразделах 27-30 и 27-31.

2. Демонтаж/установка руля высоты**А. Демонтаж руля высоты**

	Операции	Примечания
(1)	Снять обтекатель стабилизатора: – Вывинтить 4 винта.	
(2)	Отсоединить 2 шаровых наконечника от приводных рычагов триммера.	Под рулем высоты.
(3)	Снять законцовки стабилизатора.	
(4)	Вывинтить и убрать 2 болта, гайки и шайбы, соединяющие нервюру крепления кабанчика с рулем высоты.	См. рисунок 2.
(5)	Убрать из торцевых опор оси шарниров: – Убрать цилиндрический штифт. – Извлечь ось шарнира из торцевой опоры.	Удерживать руль высоты.
(6)	Потянув руль высоты назад, отсоединить кабанчик и расцепить узлы навески.	
(7)	Поставить руль высоты вертикально или уложить его на мягкую поверхность.	

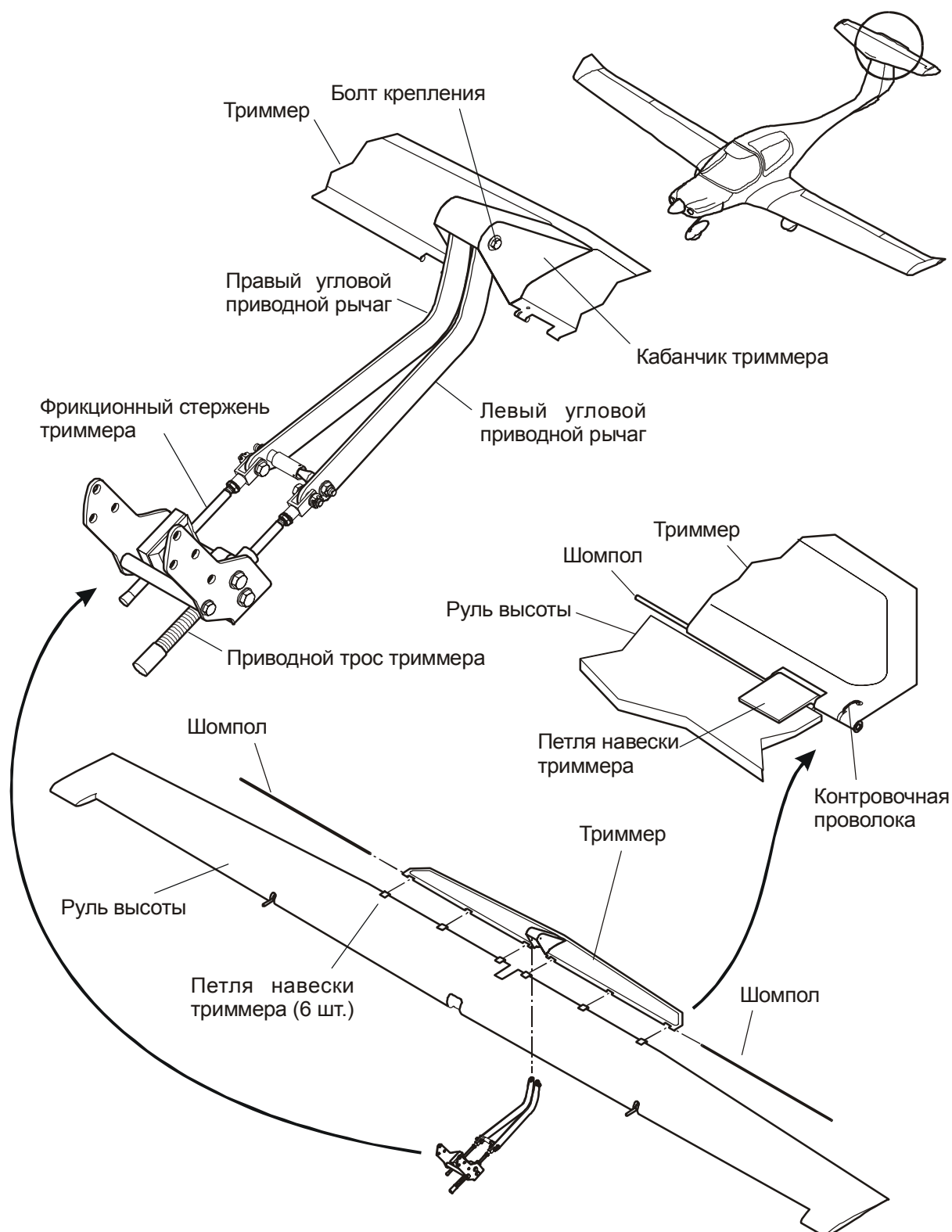


Рисунок 3. Установка триммера

В. Установка руля высоты

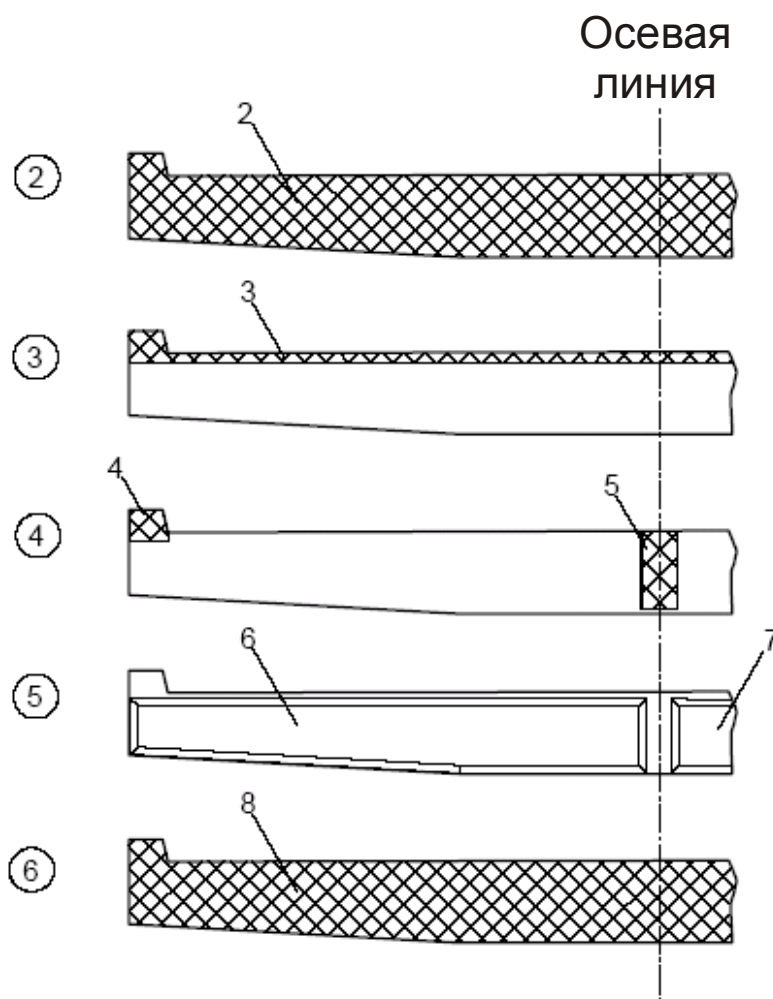
	Операции	Примечания
(1)	<p>Установить руль высоты на заднюю часть стабилизатора:</p> <ul style="list-style-type: none"> – Совместить руль высоты с кабанчиком. – Надеть руль высоты на кабанчик. – Совместить хвостовики узлов навески в средней части руля с втулками в задней стенке стабилизатора. – Сдвинуть руль высоты вперед, чтобы хвостовики вошли во втулки. – Совместить торцевые опоры с втулками в задней стенке стабилизатора. 	См. рисунок 2.
(2)	Установить оси шарниров в торцевые опоры и законтрить каждую ось цилиндрическим штифтом.	
(3)	Установить болты, шайбы и гайки крепления кабанчика к рулю высоты и затянуть соединения.	Усилие затяжки: 6,4 Нм (4,7 фунт-с-фут). Использовать новые контргайки.
(4)	Присоединить 2 шаровых наконечника к приводным рычагам триммера.	Под рулем высоты.
(5)	Установить законцовки стабилизатора.	
(6)	<p>Установить обтекатель стабилизатора:</p> <ul style="list-style-type: none"> – Установить 4 винта. 	
(7)	Выполнить проверку диапазона отклонения руля высоты.	См. подраздел 27-30.
(8)	Выполнить проверку диапазона отклонения триммера руля высоты.	См. подраздел 27-31.

3. Демонтаж/установка триммера руля высоты**А. Демонтаж триммера руля высоты**

	Операции	Примечания
(1)	Убрать болт крепления угловых приводных рычагов к триммеру.	См. рисунок 3.
ВНИМАНИЕ: ЗАПРЕЩАЕТСЯ ПРИКЛАДЫВАТЬ СИЛУ ПРИ СНЯТИИ КОНТРОВОЧНОЙ ПРОВОЛОКИ С УЗЛОВ НАВЕСКИ ТРИММЕРА. ЭТО МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ПОВРЕЖДЕНИЮ ПЕТЕЛЬ ИЗ СТЕКЛОПЛАСТИКА.		
(2)	Убрать контровочную проволоку с внешних узлов навески, расположенных по обеим сторонам триммера.	
(3)	Извлечь шомполы из петель.	Удерживать триммер.
(4)	Снять триммер с руля высоты.	

В. Установка триммера руля высоты

	Операции	Примечания
(1)	Установить триммер на руль высоты.	См. рисунок 3.
(2)	Совместить петли соединения.	
(3)	Установить шомполы с каждой стороны соединения.	
ВНИМАНИЕ: ЗАПРЕЩАЕТСЯ ПРИКЛАДЫВАТЬ СИЛУ ПРИ УСТАНОВКЕ КОНТРОВОЧНОЙ ПРОВОЛОКИ НА УЗЛЫ НАВЕСКИ ТРИММЕРА. ЭТО МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ПОВРЕЖДЕНИЮ ПЕТЕЛЬ ИЗ СТЕКЛОПЛАСТИКА.		
(4)	Законтрить шомполы на месте проволокой.	Использовать новую контровочную проволоку.
(5)	Совместить с триммером угловые приводные рычаги.	
(6)	Установить болт крепления угловых приводных рычагов к триммеру.	
(7)	Выполнить проверку диапазона отклонения триммера руля высоты.	См. подраздел 27-31.



Поз.	К-во слоев	Обозначение	Тип	Примечания
2	2	стеклоткань 8.4548.60	саржевое переплетение 2/2	$\pm 45^\circ$
3	2	стеклоткань 8.4548.60	саржевое переплетение 2/2	$\pm 45^\circ$
4	2	стеклоткань 8.4548.60	саржевое переплетение 2/2	$\pm 45^\circ$, 125 мм x 135 мм
5	3	стеклоткань 8.4554.60	саржевое переплетение 2/2	$\pm 45^\circ$, 90 мм x 220 мм
6	1	Н 60	жесткий пеноматериал толщиной 3 мм	
8	1	стеклоткань 8.4548.60	саржевое переплетение 2/2	$\pm 45^\circ$

Рисунок 4. Слои ткани в верхней и нижней обшивках руля высоты

4. Информация для ремонта обшивки руля высоты

На рисунке 4 показана схема слоев стеклоткани в обшивках руля высоты. Эту информацию следует использовать при ремонте руля высоты.

На рисунках показаны основные слои ткани. Ориентация волокон условно показана штриховкой и указана в соответствующей таблице. При ремонте руля высоты необходимо использовать ткани указанных типов и с указанной ориентацией волокон.

Цифры в кружках рядом с каждым эскизом обозначают порядок накладки слоев («этапы»).

Первым слоем считается слой заполнителя (на схемах не показан). Этап 1 соответствует внешней поверхности обшивки.

Перед ремонтом необходимо в обязательном порядке провести испытание на огнестойкость образца композиционного материала с поврежденного участка. Порядок проведения испытания на огнестойкость см. в подразделе 51-20.

Подраздел 55-30**Нижняя часть киля****1. Общие сведения**

Самолет DA 40 NG имеет съемную нижнюю часть киля (ребро). Нижняя часть киля представляет собой формовую деталь, изготовленную из стеклопластика, и крепится к низу хвостовой части фюзеляжа винтами.

2. Описание

Нижняя часть киля представляет собой формовую деталь, изготовленную из стеклопластика, и состоит из левой и правой обшивок, склеенных друг с другом смолой.

В нижней части киля с его задней стороны имеется швартовочное отверстие и горизонтальный участок для установки хвостового костыля.

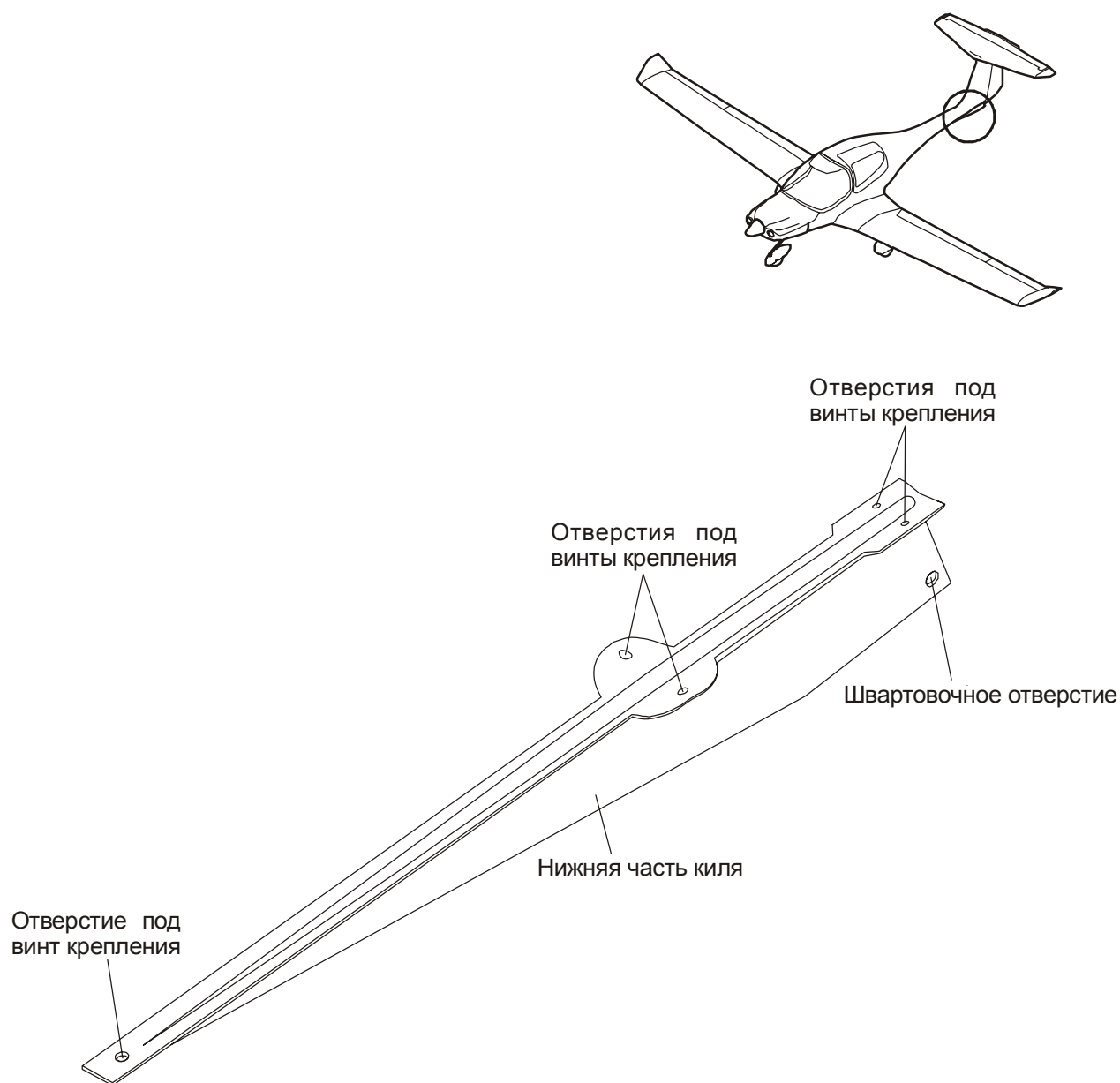


Рисунок 1. Нижняя часть киля

Порядок технического обслуживания**1. Общие сведения**

В данном подразделе описывается порядок демонтажа и установки нижней части киля.

2. Демонтаж/установка нижней части киля**А. Демонтаж нижней части киля**

	Операции	Примечания
(1)	Убрать уплотнительную ленту с соединения между нижней частью киля и фюзеляжем.	
(2)	Вывинтить 5 винтов крепления нижней части киля к хвостовой части фюзеляжа и срезать герметик.	См. рисунок 1. Удерживать киль.
(3)	Снять нижнюю часть киля с самолета.	

В. Установка нижней части киля

	Операции	Примечания
(1)	Очистить поверхность фюзеляжа в месте установки нижней части киля.	
(2)	Установить нижнюю часть киля на место под фюзеляж.	Удерживать нижнюю часть киля.
(3)	Установить 5 винтов и шайб крепления нижней части киля и затянуть соединения. Нанести герметик на полиуретановой основе.	
(4)	Наклеить уплотнительную ленту на соединение между нижней частью киля и фюзеляжем.	

Страница намеренно оставлена пустой

Подраздел 55-40**Руль направления****1. Общие сведения**

На самолете DA 40 NG установлен обычный руль направления. Руль направления крепится к задней стенке киля. Информацию о системе управления рулем направления см. в подразделе 27-20.

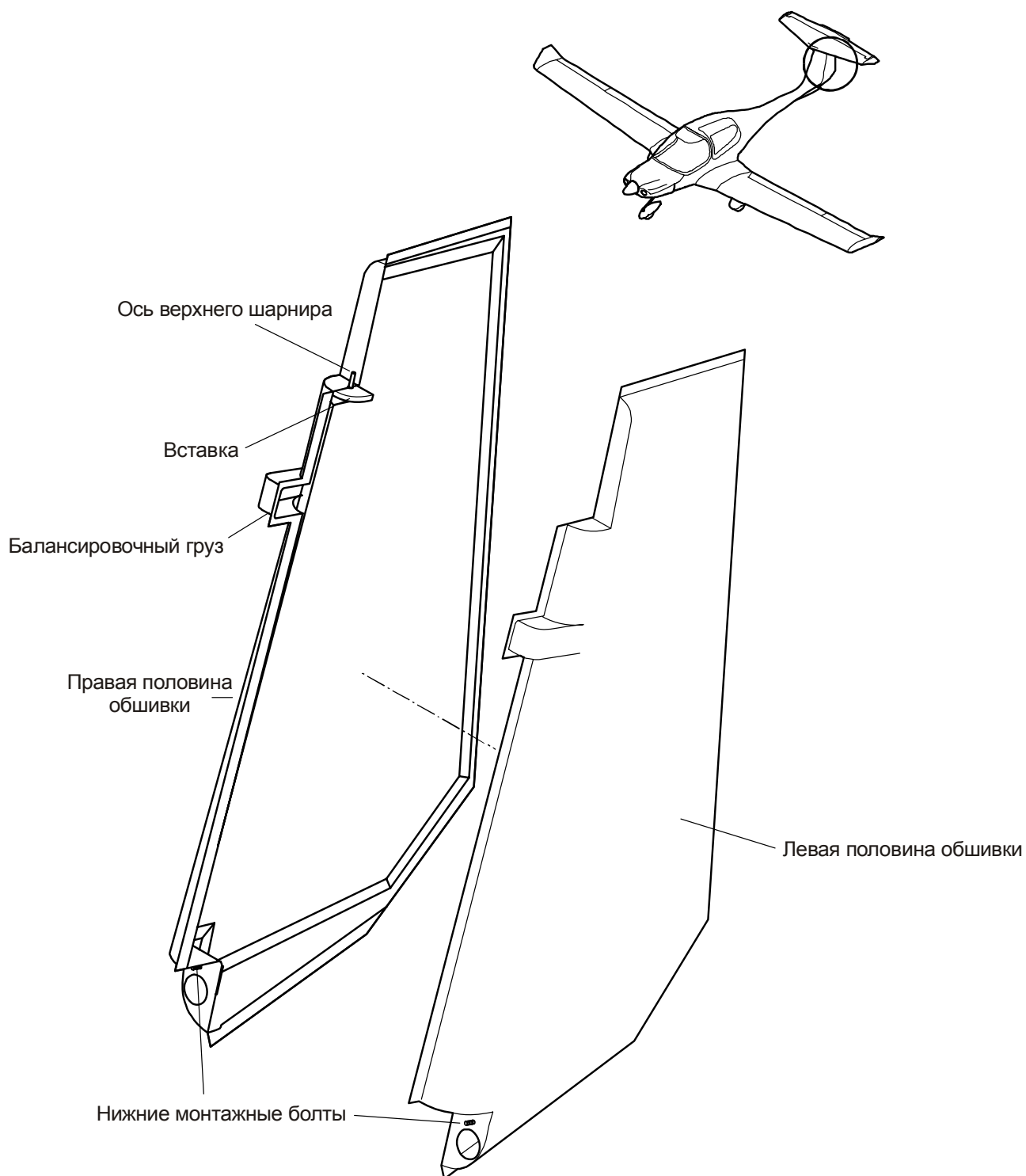


Рисунок 1. Руль направления

2. Описание

Конструкция руля направления показана на рисунке 1. Схема установки руля направления на киле показана на рисунке 2.

Руль направления состоит из левой и правой обшивок, которые выполнены из внешних слоев стеклоткани и промежуточного слоя жесткого пеноматериала. Передняя кромка каждой половины обшивки имеет изгиб и полку. Обшивки соединяются друг с другом клеевым швом по полкам, а также по верхней, нижней и задней кромкам.

В нижней части передней кромки руля направления имеется плоская поверхность с вклеенными в нее двумя болтами. Эти болты используются для крепления руля направления к нижнему монтажному кронштейну. Информацию о нижнем монтажном кронштейне руля направления см. в подразделе 27-20.

На руле направления имеется балансировочный груз. Груз вклеен в переднюю кромку руля направления в его верхней части. Возможность регулирования балансировочного груза не предусмотрена.

Руль направления подвешен на двух шарнирных опорах. Ось шарнира вклеена в переднюю кромку руля в его верхней части. Ось вставляется в подшипник, установленный в опорной втулке, которая закреплена на задней стенке киля. На оси шарнира установлена втулка (с шайбой, если это необходимо для регулировки), приклеенная составом Loctite 680. Втулка устанавливается для регулировки зазора между рулем направления и шарнирной опорой.

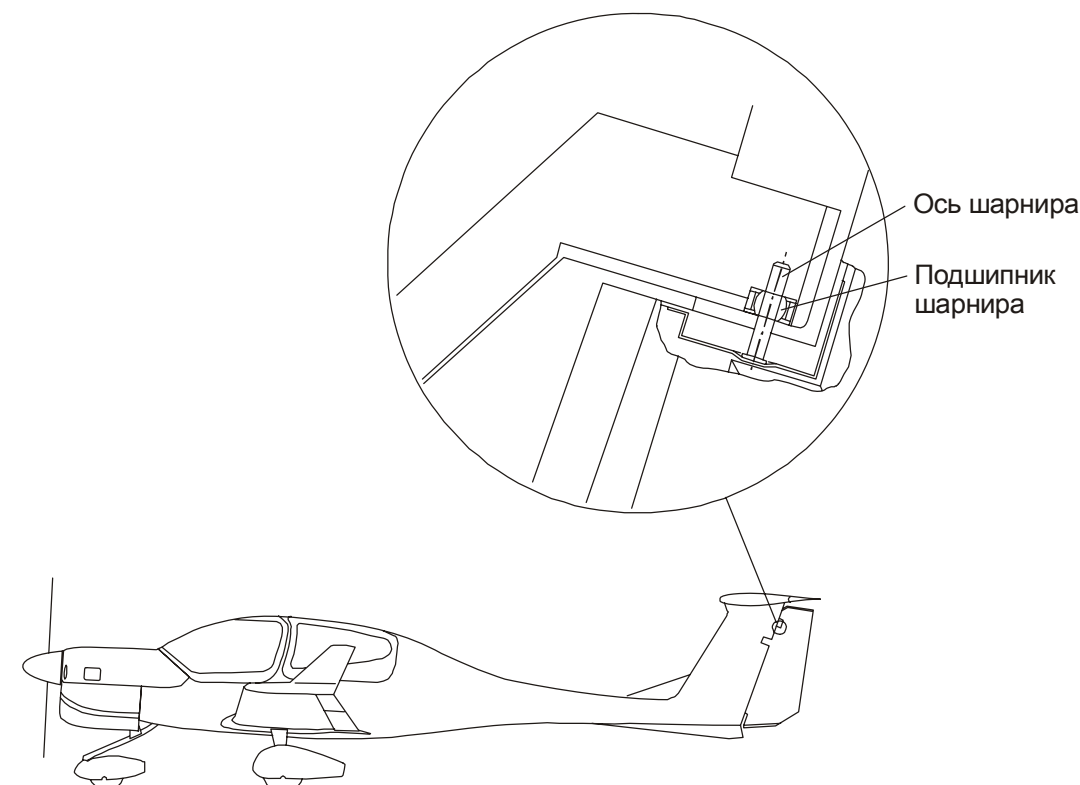


Рисунок 2. Втулка для обеспечения зазора между рулем направления и шарнирной опорой руля направления

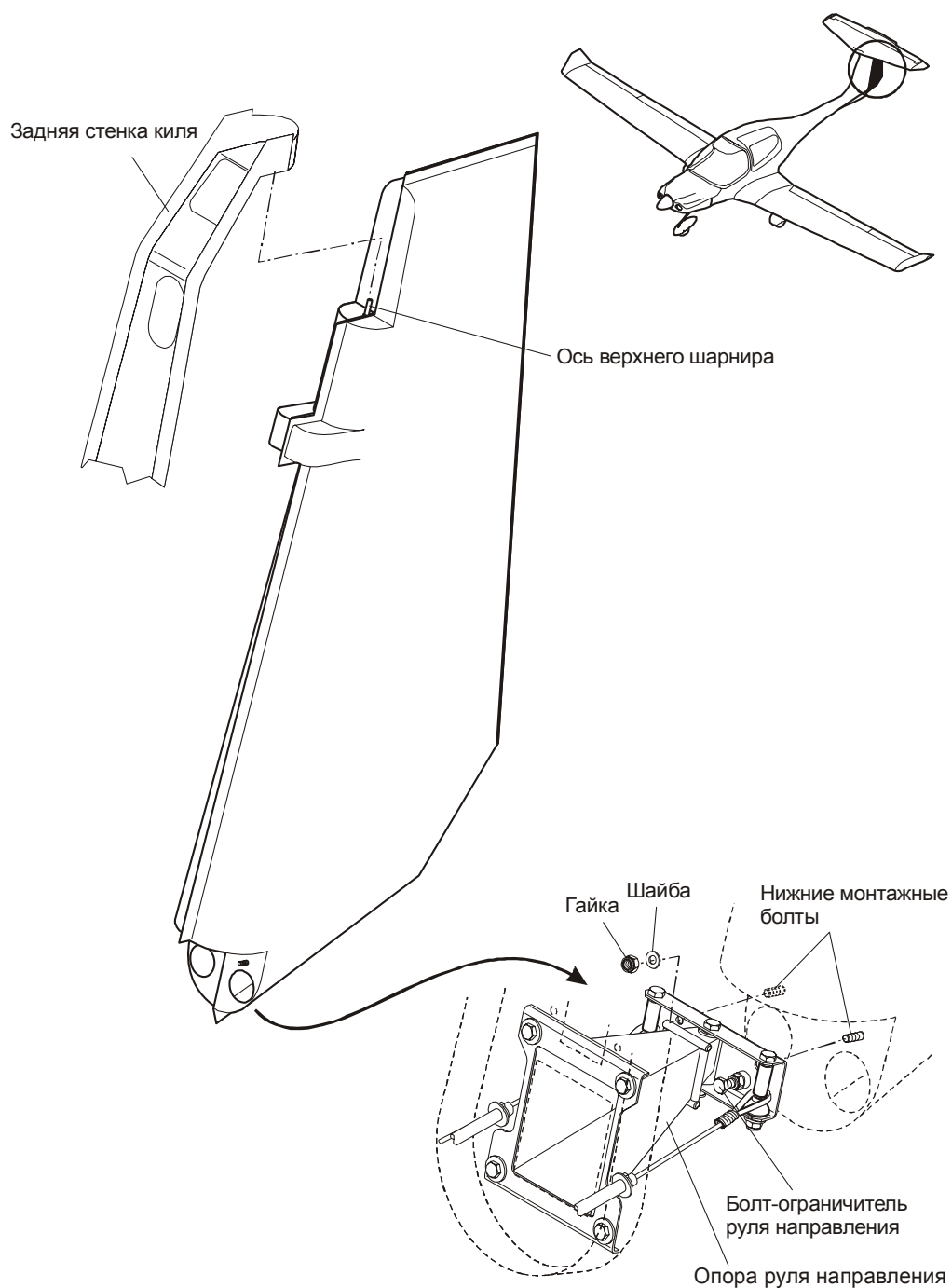


Рисунок 3. Установка руля направления

Порядок технического обслуживания

1. Общие сведения

В данном подразделе описывается порядок демонтажа и установки руля направления. Информацию о настройке системы управления рулем направления см. в подразделе 27-20.

2. Демонтаж/установка руля направления и подшипника верхней опоры

А. Демонтаж руля направления

	Операции	Примечания
(1)	Отвинтить и убрать 2 гайки и шайбы крепления руля направления к нижнему монтажному кронштейну руля направления.	См. рисунок 3. Удерживать руль направления.
(2)	Потянув нижнюю часть руля направления назад, вывести из зацепления нижние болты.	
(3)	Опустив руль направления, вывести из зацепления ось верхнего шарнира.	
(4)	Поставить руль направления вертикально или уложить его на мягкую поверхность.	

В. Демонтаж подшипника верхней опоры

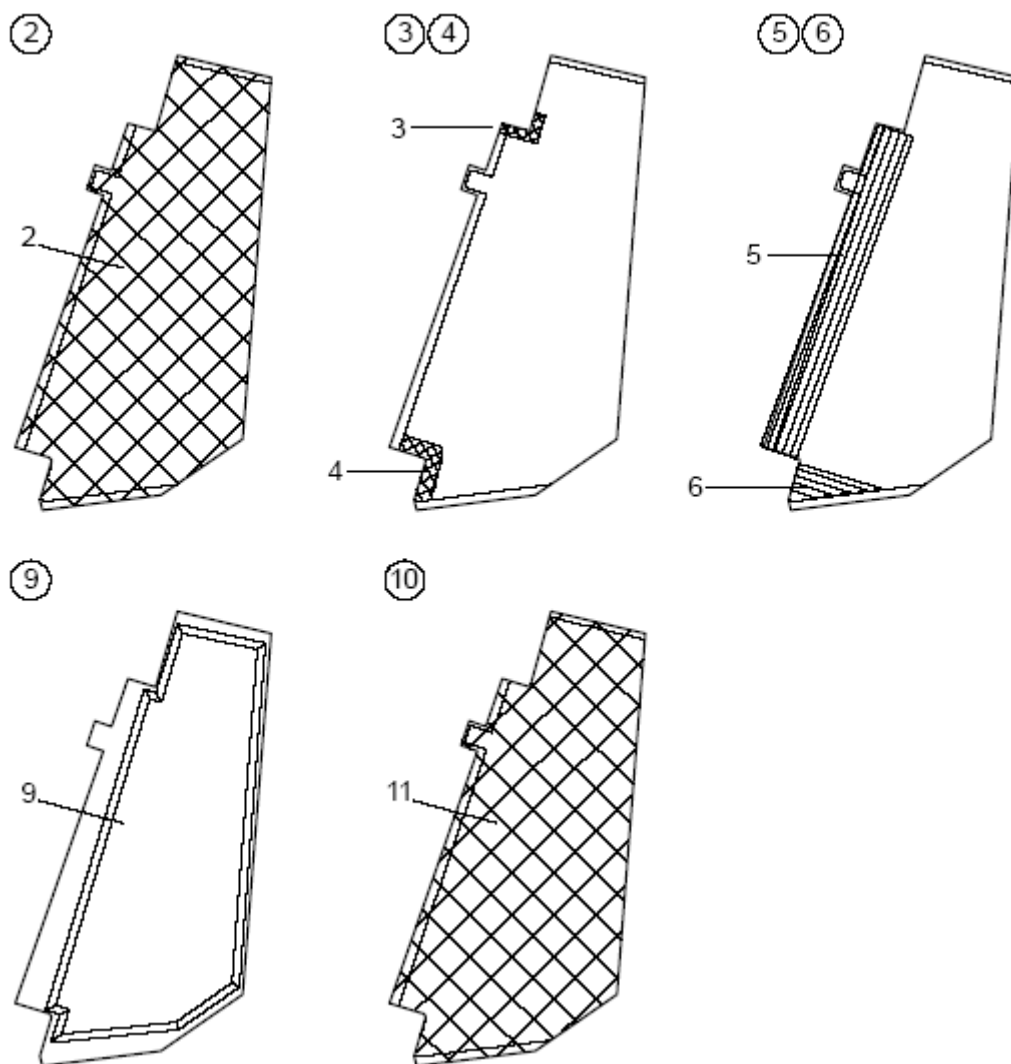
	Операции	Примечания
(1)	Убрать пружинное кольцо и проставку опорной втулки с верхней стороны.	
(2)	Снять подшипник, вытолкнув его снизу вверх.	

С. Установка подшипника верхней опоры

	Операции	Примечания
(1)	Нажав на подшипник, установить его в опорную втулку с верхней стороны.	
(2)	Установить в опорную втулку проставку и пружинное кольцо с верхней стороны.	

D. Установка руля направления

	Операции	Примечания
(1)	Установить руль направления на место сзади от задней стенки кила.	
(2)	Убедиться, что втулка установлена на ось и приклеена к ней.	
(3)	Совместить ось верхнего шарнира с подшипником в верхней поверхности задней стенки. Подняв руль направления, зацепить ось верхнего шарнира.	
(4)	Продвинуть низ руля направления вперед так, чтобы нижние монтажные болты вошли в отверстия в нижнем монтажном кронштейне руля направления.	
(5)	Проверить зазор между верхней поверхностью втулки и нижней поверхностью подшипника. При необходимости отрегулировать.	От 1,6 мм до 3,2 мм (от 1/16 дюйма до 1/8 дюйма).
(6)	Установить на нижние монтажные болты шайбы и гайки и затянуть соединения.	Усилие затяжки: 6,4 Нм (4,7 фунт-с-фут).
(7)	Выполнить проверку диапазона отклонения руля направления.	См. подраздел 27-20.



Поз.	К-во слоев	Обозначение	Тип	Примечания
2	2	стеклоткань 8.4548.60	саржевое переплетение 2/2	$\pm 45^\circ$.
3	6	стеклоткань 8.4548.60	саржевое переплетение 2/2	$\pm 45^\circ$, 120 мм x 120 мм
4	4	стеклоткань 8.4548.60	саржевое переплетение 2/2	$\pm 45^\circ$, 200 мм x 150 мм
5	1	стеклоткань 8.4525.60	однаправленная	0/180°, 100 мм x 920 мм
6	1	стеклоткань 8.4525.60	однаправленная	$\pm 45^\circ$, 265 мм x 100 мм
9	1	Н 60	жесткий пеноматериал толщиной 3 мм	
11	1	стеклоткань 8.4548.60	саржевое переплетение 2/2	$\pm 45^\circ$.

Рисунок 4. Слои ткани в обшивках руля направления

3. Информация для ремонта обшивки руля направления

На рисунке 4 показана схема слоев стеклоткани в обшивках руля направления. Эту информацию следует использовать при ремонте руля направления.

На рисунках показаны основные слои ткани. Ориентация волокон условно показана штриховкой и указана в соответствующей таблице. При ремонте руля направления необходимо использовать ткани указанных типов и с указанной ориентацией волокон.

Цифры в кружках рядом с каждым эскизом обозначают порядок накладки слоев («этапы»). Первым слоем считается слой заполнителя (на схемах не показан). Этап 1 соответствует внешней поверхности обшивки.

Перед ремонтом необходимо в обязательном порядке провести испытание на огнестойкость образца композиционного материала с поврежденного участка. Порядок проведения испытания на огнестойкость см. в подразделе 51-20.

После ремонта взвесить детали и убедиться, что значения масс и моментов находятся в допустимых пределах.

РАЗДЕЛ 56

ФОНАРЬ, ОКНА

Страница намеренно оставлена пустой

СОДЕРЖАНИЕ

РАЗДЕЛ 56

ФОНАРЬ, ОКНА

1.	Общие сведения	1
----	----------------------	---

Подраздел 56-10

Окна кабины экипажа

1.	Общие сведения	1
2.	Описание и принцип работы	3

Порядок технического обслуживания

3.	Общие сведения	201
4.	Замена фонаря или окна	201
5.	Ремонт фонаря и окон	203

Страница намеренно оставлена пустой

РАЗДЕЛ 56
ФОНАРЬ, ОКНА

4. Общие сведения

Самолет DA 40 NG имеет три окна. Все окна выполнены штамповкой из акрилового стекла (плексигласа). С передней стороны кабины расположено цельное остекление фонаря, выполняющее также функцию лобового стекла. Имеются также окно в пассажирской двери и окно пассажирского салона с правой стороны фюзеляжа.

Все окна приклеены к силовым элементам конструкции высокопрочным эластичным клеем.

Информация обо всех окнах приведена в подразделе 56-10. Информацию о конструкции фонаря и двери см. в подразделе 52-10.

Страница намеренно оставлена пустой

Подраздел 56-10**Окна кабины экипажа****1. Общие сведения**

В данном подразделе приводится описание остекления фонаря кабины, окон пассажирской двери и фюзеляжа. Информацию о конструкции фонаря и двери см. в подразделе 52-10.

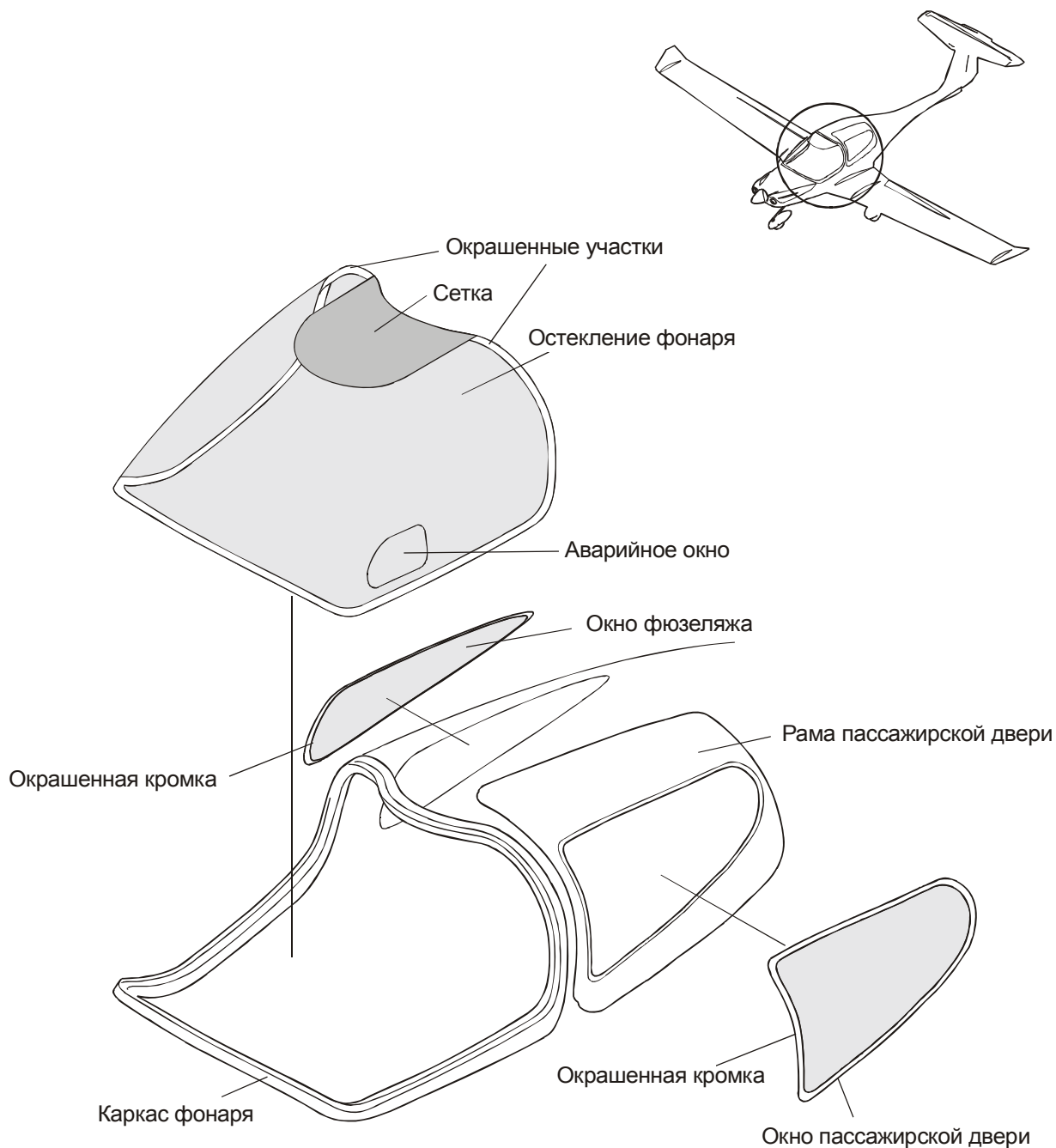


Рисунок 1. Фонарь, окна

2. Описание и принцип работы

Конструкция фонаря и окон показана на рисунке 1.

A. Общие сведения

Самолет DA 40 NG имеет три окна. Все окна выполнены штамповкой из акрилового стекла (плексигласа) Polycast, обладающего хорошими оптическими свойствами и высокой прочностью. Акриловое стекло позволяет изготавливать из него точные трехмерные детали сложной формы. Все окна приклеены к силовым элементам конструкции высокопрочным эластичным клеем. Небольшие зазоры между кромками остекления и силовыми элементами конструкции заполнены эластичным белым герметиком.

Все окна по периметру в местах прикрепления к силовым элементам конструкции имеют кромки, окрашенные белой краской. В остеклении фонаря, кроме того, имеется непрозрачный участок над головами пилотов для защиты от солнца. Новые окна окрашиваются изготовителем.

B. Передняя часть фонаря и аварийные окна

С передней стороны кабины расположено цельное остекление фонаря, выполняющее также функцию лобового стекла. С левой его стороны расположено небольшое аварийное окно (форточка). На некоторых самолетах имеется также аварийное окно с правой стороны. Аварийные окна крепятся к остеклению при помощи узлов навески. Аварийные окна можно открывать в полете.

C. Форточки (ОАМ 40-086)

Аварийные окна могут быть оснащены небольшими форточками (по дополнительному заказу, рекомендация ОАМ 40-086).

D. Задние окна

Имеются также окно в пассажирской двери с левой стороны пассажирского салона и окно пассажирского салона с правой стороны фюзеляжа.

Страница намеренно оставлена пустой

Порядок технического обслуживания

1. Общие сведения

В данном подразделе описывается порядок замены и ремонта фонаря и окон в случае повреждения. Информацию о мойке фонаря и окон см. в подразделе 12-30.

2. Замена фонаря или окна

Для замены фонаря или окна его необходимо вырезать.

Е. Оборудование.

Наименование	Количество	Шифр
Высокоскоростная шлифовальная машина.	1	Серийная продукция.
Герметик Terostat.	По необходимости	9280.
Белый герметик.	По необходимости	

Г. Порядок действий

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Снять фонарь или дверь. Уложить фонарь или дверь на жесткую рабочую поверхность.	Только при замене остекления фонаря или окна двери. См. подраздел 52-10.
(2)	Закрыть интерьер кабины защитным материалом.	Только при замене правого окна фюзеляжа.
(3)	Вырезать поврежденное окно из каркаса (рамы).	При помощи высокоскоростной шлифовальной машины.
(4)	Шлифованием удалить с каркаса (рамы) остатки материала окна и остатки клея.	
(5)	Установить остекление (окно) на место в каркас (раму). Совместить 2 отверстия в остеклении (окне) (по центру спереди и сзади) с отверстиями в каркасе (раме).	

	Операции	Примечания/Ссылки
(6)	Осторожно снять защитное покрытие с нового остекления (окна) (только со склеиваемых поверхностей).	
(7)	Зашлифовать склеиваемую поверхность остекления (окна).	Использовать шкурку зернистостью 120 единиц.
(8)	Закрыть поверхность остекления (окна), предназначенную для обзора.	При помощи бумаги и маскировочной ленты.
(9)	Нанести на каркас (раму) герметик.	Использовать герметик Terostat 9380.
(10)	Установить остекление (окно) на место в каркас (раму). Для фиксации остекления (окна) вставить 3-мм штифты в 2 отверстия в каркасе (раме).	
(11)	Удалить излишки герметика.	
(12)	Дождаться отверждения герметика (24 часа).	
(13)	Убрать 2 штифта.	
(14)	Заполнить зазор между кромкой остекления (окна) и каркасом (рамой) небольшим количеством белого герметика.	Использовать герметик Terostat 9380.
(15)	Дождаться отверждения герметика.	Выполнять указания изготовителя.
(16)	Снять защитное покрытие с остекления (окна).	
(17)	Установить фонарь или дверь.	Только при замене остекления фонаря или окна двери. См. подраздел 52-10.

3. Ремонт фонаря и окон

А. Пределы повреждения

Максимальная длина трещины: 150 мм (6 дюймов).

Трещины, длина которых от границы остекления (окна) превышает 150 мм (6 дюймов), ремонту не подлежат.

В. Оборудование

Наименование	Количество	Шифр
Небольшая высокоскоростная шлифовальная машина.	1	Серийная продукция.
Наполнитель: Acryfix 92 или цемент Tensol № 70.	По необходимости	Серийная продукция.
Маскировочная лента.	По необходимости	Серийная продукция.
Полимерная самоклеящаяся лента.	По необходимости	Серийная продукция.
Источник холодного ультрафиолетового излучения (только для Acryfix 92).	По необходимости	Серийная продукция.

Примечание:

При отверждении наполнителей происходит их усадка. Уровень наполнителя при нанесении должен быть выше поверхности остекления (окна). После отверждения излишки наполнителя срезать.

При ремонте вертикальных трещин после нанесения зафиксировать наполнитель полимерной самоклеящейся лентой. После отверждения первого слоя нанести второй слой наполнителя.

С. Временный ремонт остекления (окон)

Просверлить отверстия по концам коротких трещин для остановки трещин. Использовать сверло диаметром 2,5 мм (3/32 дюйма). См. рисунок 2.

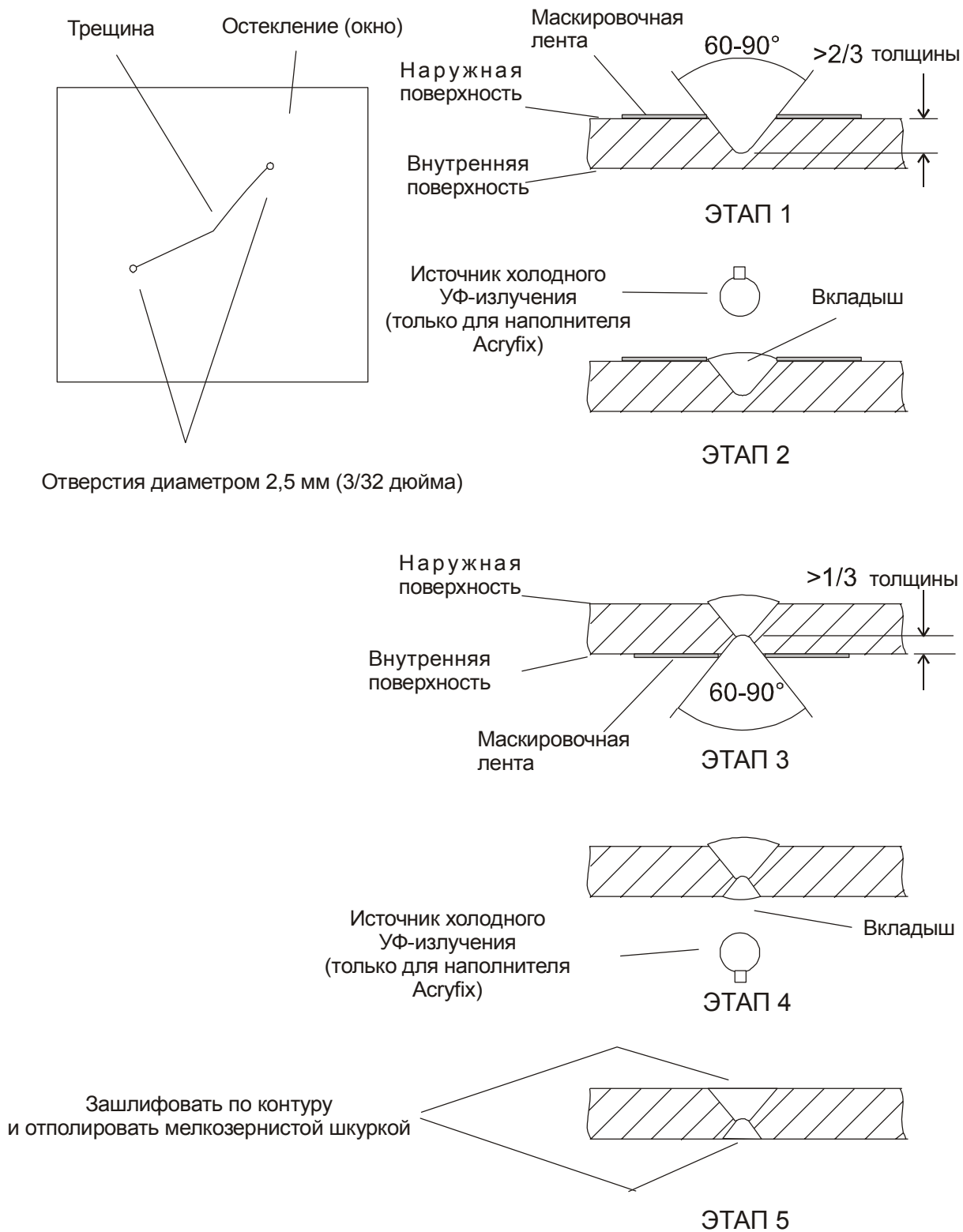


Рисунок 2. Ремонт фонаря и окон

D. Постоянный ремонт остекления (окон)

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Снять фонарь или дверь. Уложить фонарь или дверь на жесткую рабочую поверхность так, чтобы трещина располагалась горизонтально.	Только при ремонте остекления фонаря или окна двери. См. подраздел 52-10.
(2)	Закрыть интерьер кабины защитным материалом.	Только при ремонте правого окна фюзеляжа.
(3)	Заклеить участок вокруг трещины (внутреннюю и наружную поверхность).	
(4)	Вырезать канавку вдоль трещины в наружной поверхности остекления (окна).	См. рисунок 2, этап 1.
(5)	Раззенковать временные отверстия по краям трещины.	
(6)	Заклеить временные отверстия со стороны внутренней поверхности.	При помощи полимерной самоклеящейся ленты.
(7)	Заполнить канавку и временные отверстия наполнителем.	Этап 2. Использовать наполнитель Acryfix 92 или цемент Tensol № 70.
(8)	Дождаться отверждения наполнителя.	См. документацию изготовителя.
(9)	По возможности развернуть остекление (окно) внутренней поверхностью вверх. Снять всю полимерную самоклеящуюся ленту.	
(10)	Вырезать канавку вдоль трещины во внутренней поверхности остекления (окна).	См. рисунок 2, этап 3.
Примечание: Глубина этой канавки меньше глубины канавки в наружной поверхности. Канавка должна врезаться в наружный слой наполнителя. Это позволит предотвратить образование пустот в наполнителе.		
(11)	Раззенковать наполнитель во временных отверстиях с внутренней стороны на глубину до 1 мм (0,04 дюйма).	
(12)	Заполнить канавку и временные отверстия наполнителем.	Этап 4.
(13)	Дождаться отверждения наполнителя.	См. документацию изготовителя.
(14)	Убрать маскировочную ленту.	
(15)	Зашлифовать наполнитель по контуру поверхности.	С обеих сторон. Этап 5.
(16)	Отполировать отремонтированный участок мелкой шкуркой.	

Страница намеренно оставлена пустой

РАЗДЕЛ 57

КРЫЛЬЯ

Страница намеренно оставлена пустой

СОДЕРЖАНИЕ**РАЗДЕЛ 57****КРЫЛЬЯ**

1. Общие сведения	1
-------------------------	---

Подраздел 57-10**Конструкция крыла**

1. Общие сведения	1
2. Описание	3

Порядок технического обслуживания

1. Общие сведения	5
2. Демонтаж/установка крыльев	5
3. Демонтаж/установка болтов А и В	166
4. Демонтаж/установка кронштейна навески рулевой поверхности	200
5. Информация для ремонта обшивки крыла	211

Подраздел 57-50**Закрылки**

1. Общие сведения	1
2. Описание	3

Порядок технического обслуживания

1. Общие сведения	201
2. Демонтаж/установка закрылка	201
3. Информация для ремонта обшивки закрылков	203

Подраздел 57-60**Элероны**

1.	Общие сведения	1
2.	Описание	3

Порядок технического обслуживания

1.	Общие сведения	201
2.	Демонтаж/установка элерона	201
3.	Информация для ремонта обшивки элеронов	203

РАЗДЕЛ 57**КРЫЛЬЯ****1. Общие сведения**

Самолет DA 40 NG имеет низкорасположенные свободные несущие крылья. На задней кромке каждого крыла с ее внутреннего конца установлен закрылок. С внешнего конца крыла на задней кромке установлен элерон.

Крыло выполнено в виде монокока. Каждое крыло состоит из верхней и нижней обшивок. Каждая обшивка состоит из наружной части, выполненной из углепластика, промежуточного слоя жесткого пеноматериала, и внутренней части из стеклопластика. Каждое крыло имеет два лонжерона I-образного сечения. Пояса лонжеронов выполнены из многослойной углеткани с однонаправленным расположением волокон. В состав силового набора крыла также входят нервюры и стенки, изготовленные из стеклопластика.

Обшивка закрылков и элеронов выполнена из углеткани и стеклоткани и промежуточного слоя жесткого пеноматериала.

В данном подразделе приводится информация о последовательности слоев ткани, необходимая для ремонта закрылков и элеронов. Общую информацию о ремонте деталей из композиционных материалов см. в разделе 51. Информацию о системах управления закрылками и элеронами см. в разделе 27.

Страница намеренно оставлена пустой

Подраздел 57-10**Конструкция крыла****1. Общие сведения**

В данном подразделе описывается конструкция крыла. Информацию о конструкции закрылков см. в подразделе 57-50. Информацию о конструкции элеронов см. в подразделе 57-60.

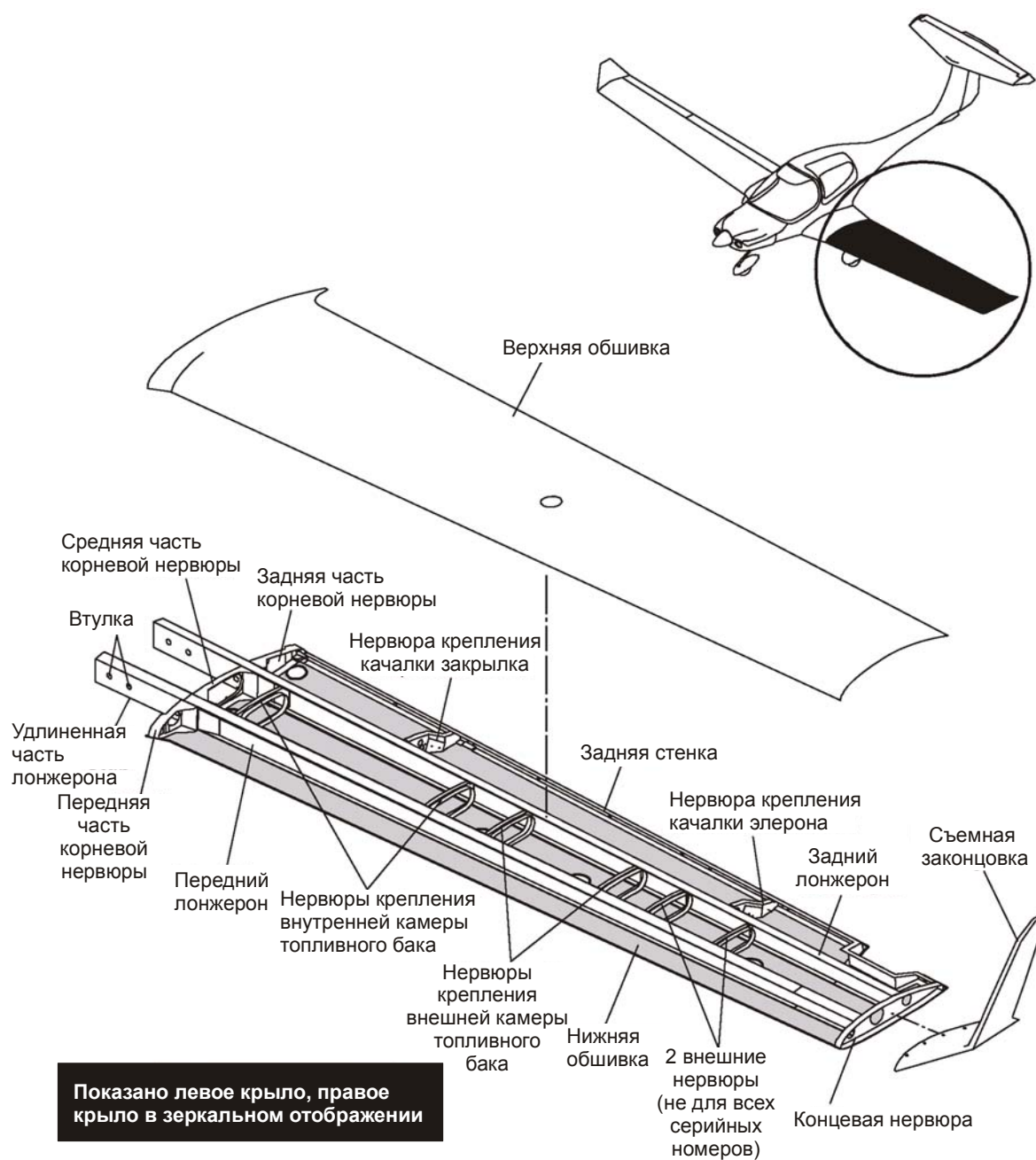


Рисунок 1. Конструкция крыла

2. Описание

Конструкция крыла показана на рисунке 1. Крыло состоит из верхней и нижней обшивок, переднего и заднего лонжеронов и корневой нервюры, состоящей из трех частей. Имеются также четыре нервюры для крепления топливных баков между лонжеронами и нервюры крепления качалок управления закрылком и элероном.

С задней стороны крыло замыкается задней стенкой. С внешней стороны крыло замыкается концевой нервюрой. К обшивкам и концевой нервюре винтами крепится съемная законцовка из стеклопластика.

Элементы крыла соединяются друг с другом при помощи клеящей пасты (смолы с наполнителем). Ниже приводится дополнительная информация об основных элементах крыла:

А. Обшивки крыла

Каждое крыло состоит из верхней и нижней обшивок. Каждая обшивка состоит из наружной части, выполненной из углепластика, промежуточного слоя жесткого пеноматериала и внутренней части из стеклопластика. Волокна в слоях ткани обшивки на всем пространстве крыла располагаются под углом $\pm 45^\circ$ к поперечной оси крыла. Внешние части обшивок выполнены из углеткани, внутренние части — из стеклоткани.

На некоторых участках количество слоев ткани увеличено для придания конструкции дополнительной прочности. Например, дополнительные слои углеткани включены в конструкцию вокруг всех люков подхода.

В нижней обшивке каждого крыла имеется семь люков, которые используются для подхода к качалкам закрылка и элерона, а также топливным бакам. В верхней обшивке имеется отверстие для пробки заливной горловины внешней камеры топливного бака.

В. Лонжероны

Каждое крыло имеет два лонжерона I-образного сечения. Передний и задний лонжероны имеют зеркально идентичную друг другу конструкцию.

Пояса лонжеронов выполнены из многослойного углепластика с однонаправленным расположением волокон. Число слоев в поясах лонжеронов уменьшается в направлении от корня крыла к законцовке.

Каждый лонжерон имеет стенку, работающую на срез, которая состоит из обшивок из стеклопластика и промежуточного слоя жесткого пеноматериала. Пояса лонжерона крепятся к стенке при помощи соединительных элементов из стеклоткани.

Внутренний конец каждого лонжерона (удлиненная часть) выходит за корневую нервюру отъемной части. Удлиненная часть лонжерона имеет коробчатое сечение и выполнена из множества слоев стеклоткани, которые обернуты вокруг поясов лонжерона. В удлиненную часть лонжерона вклеены две большие втулки для установки главных болтов крепления крыла к центроплану. Эти втулки и главные болты обеспечивают передачу изгибающих нагрузок от крыла на центроплан. Схема установки главных болтов показана на рисунке 3.

С. Корневая нервюра

В каждом крыле имеется разрезная корневая нервюра, состоящая из трех частей. Каждая часть нервюры представляет собой формовой элемент из стеклопластика, выполненный из множества слоев стеклоткани. Передняя часть корневой нервюры приклеена к верхней и нижней обшивкам и передней поверхности переднего лонжерона и имеет отверстие для болта А. Болт А обеспечивает передачу на центроплан вертикальных нагрузок.

Средняя часть корневой нервюры приклеена к верхней и нижней обшивкам, задней поверхности переднего лонжерона и передней поверхности заднего лонжерона. В средней части имеется большой люк подхода овальной формы для демонтажа камер топливного бака.

Задняя часть корневой нервюры приклеена к верхней и нижней обшивкам, задней поверхности заднего лонжерона и задней стенке и имеет отверстие для болта В. Болт В обеспечивает передачу на центроплан вертикальных нагрузок. В задней части нервюры установлены направляющие ролики тяг управления закрылком и элероном.

Д. Нервюры крепления камер топливного бака

В каждом крыле имеется четыре нервюры для крепления камер топливного бака. Каждая нервюра представляет собой формовой элемент из стеклопластика и имеет большое овальное отверстие, по внутреннему контуру которого имеется полка для крепления бака. Эти нервюры приклеены к верхней и нижней обшивкам, задней поверхности переднего лонжерона и передней поверхности заднего лонжерона.

Е. Нервюры крепления качалок закрылка и элерона

В каждом крыле имеется одна нервюра крепления качалки закрылка и одна нервюра крепления качалки элерона. Нервюры представляют собой формовые детали из стеклопластика. Каждая нервюра имеет изгиб с жесткой вставкой, придающей нервюре дополнительную прочность в месте крепления качалки управления. Нервюры приклеены к верхней и нижней обшивкам, задней поверхности заднего лонжерона и задней стенке.

Ф. Задняя стенка

Каждое крыло имеет заднюю стенку, которая замыкает контур задней кромки крыла. Стенка приклеена к верхней и нижней обшивкам, задним поверхностям задней части корневой нервюры, нервюры крепления качалки закрылка и нервюры крепления качалки элерона. В местах крепления узлов навески закрылка и элерона число слоев материала задней стенки увеличено. К передней поверхности задней стенки в местах крепления узлов навески заклепками крепятся анкерные пластинчатые гайки.

Г. Концевая нервюра крыла

Каждое крыло имеет концевую нервюру. Концевая нервюра представляет собой формовую деталь, изготовленную из стеклопластика. На концевой нервюре расположены восемь анкерных гаек крепления законцовки крыла, а также резьбовой узел крепления швартовочного кольца.

Н. Законцовка крыла

Законцовка крыла представляет собой формовой элемент из стеклопластика и состоит из верхней и нижней обшивок. На законцовке установлены внешние комбинированные огни.

Порядок технического обслуживания

1. Общие сведения

В данном подразделе описывается порядок демонтажа и установки крыльев, а также демонтажа и установки законцовок и прочих мелких элементов.

2. Демонтаж/установка крыльев

А. Оборудование

Наименование	Количество	Шифр
Опоры под крылья с мягкими накладками.	4	Серийная продукция.
Съемник для главных болтов.	1	-
Подставка под крыло (не обязательно).	1 на каждое крыло	Серийная продукция.

В. Демонтаж крыльев

Описанная процедура действительна для левого и правого крыльев. Если какая-либо операция относится только к одному крылу, в тексте имеется специальная пометка.

	Операции	Примечания/Ссылки
ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: ПЕРЕД ВЫПУСКОМ ЗАКРЫЛКОВ УБЕДИТЬСЯ В ОТСУТСТВИИ РЯДОМ С ЗАКРЫЛКАМИ ЛЮДЕЙ И ПОСТОРОННИХ ПРЕДМЕТОВ. НЕВЫПОЛНЕНИЕ ЭТОГО ТРЕБОВАНИЯ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ТРАВМАМ ИЛИ ПОВРЕЖДЕНИЮ ЗАКРЫЛКОВ ПОСТОРОННИМИ ПРЕДМЕТАМИ.		
(1)	Выпустить закрылки.	
(2)	Отсоединить батарею.	См. подраздел 24-31.
(3)	Слить топливо с самолета.	См. подраздел 12-10.
(4)	Снять следующее оборудование для обеспечения доступа: <ul style="list-style-type: none"> – Левое/правое кресло пилота. – Створка основной опоры шасси. – Задний люк на центроплане. – Люк подхода к внутренней камере топливного бака. 	По необходимости. См. подраздел 25-10.
(5)	Установить опоры под законцовки обоих крыльев.	Под концевую нервюру.
(6)	Отсоединить тягу закрылка: <ul style="list-style-type: none"> – Отвинтить и убрать гайку, шайбу и болт. 	В корневой части крыла. Через задний люк на центроплане.
(7)	Отсоединить тягу элерона: <ul style="list-style-type: none"> – Отвинтить и убрать гайку, шайбу и болт. 	В корневой части крыла. Через задний люк на центроплане.
(8)	Отсоединить электрический разъем жгута крыла.	Левое крыло: разъем P2400 под креслом пилота. Правое крыло: разъем P2401 под креслом второго пилота.

	Операции	Примечания/Ссылки
(9)	Отсоединить под левым креслом пилота: <ul style="list-style-type: none"> – Шланг полного давления. – Шланг статического давления. – Шланг системы предупреждения о сваливании. 	Только для левого крыла. Шланг диаметром 8 мм (5/16 дюйма) (зеленого цвета). Шланг диаметром 8 мм (5/16 дюйма) (фиолетового цвета). Шланг диаметром 10 мм (3/8 дюйма) (прозрачный).
<p>ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: НЕ ДОПУСКАТЬ ПОПАДАНИЯ ТОПЛИВА НА КОЖУ. ПОПАДАНИЕ ТОПЛИВА НА КОЖУ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К РАЗВИТИЮ КОЖНЫХ ЗАБОЛЕВАНИЙ.</p> <p>ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: ЗАПРЕЩАЕТСЯ ПРИМЕНЕНИЕ ОТКРЫТОГО ОГНЯ РЯДОМ С ТОПЛИВОМ. ТОПЛИВО ОБЛАДАЕТ ВЫСОКОЙ ГОРЮЧЕСТЬЮ. ВОЗГОРАНИЕ ТОПЛИВА МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ТРАВМАМ И ПОВРЕЖДЕНИЮ ОБОРУДОВАНИЯ.</p>		
(10)	Отсоединить топливный шланг (шланги) в корневой части крыла.	Установить емкость для сбора топлива. Разлитое топливо удалить.
(11)	Снять стопорную трубку с внутреннего и внешнего главных болтов: <ul style="list-style-type: none"> Отвинтить и убрать гайку, шайбу и болт. Надвинуть трубку на длинный хвостовик. Снять короткий хвостовик. Снять трубку и длинный хвостовик. 	
<p>ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: ДЛЯ ПОДНЯТИЯ КРЫЛА ТРЕБУЮТСЯ ТРИ ЧЕЛОВЕКА. НЕВЫПОЛНЕНИЕ ЭТОГО ТРЕБОВАНИЯ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ТРАВМАМ.</p> <p>ВНИМАНИЕ: НЕ ПОДНИМАТЬ КРЫЛО ЗА ЗАКРЫЛОК. ЭТО МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ПОВРЕЖДЕНИЮ ЗАКРЫЛКА.</p>		
<p>Примечание: При выполнении всех последующих операций один человек должен поднять и удерживать крыло за законцовку, один человек должен поднять и удерживать крыло за переднюю кромку в месте расположения корневой нервюры и один человек должен поднять и удерживать крыло за заднюю кромку в месте расположения корневой нервюры.</p>		

	Операции	Примечания/Ссылки
(12)	Убрать главные болты: <ul style="list-style-type: none">– Снять вес с крыла.– Для каждого болта:<ul style="list-style-type: none">– Установить съемник для главных болтов.– Снять болт.	При необходимости для облегчения снятия главных болтов слегка покачать законцовку вверх и вниз.
(13)	Выдвинуть крыло из центроплана.	Следить за тем, чтобы электрические кабели не зацепились за кабелепровод в центроплане.
(14)	Установить крыло на опоры или подставку.	
Примечание: При установке на опоры одна опора должна располагаться под удлиненными частями лонжеронов, вторая — под концевой нервюрой крыла.		

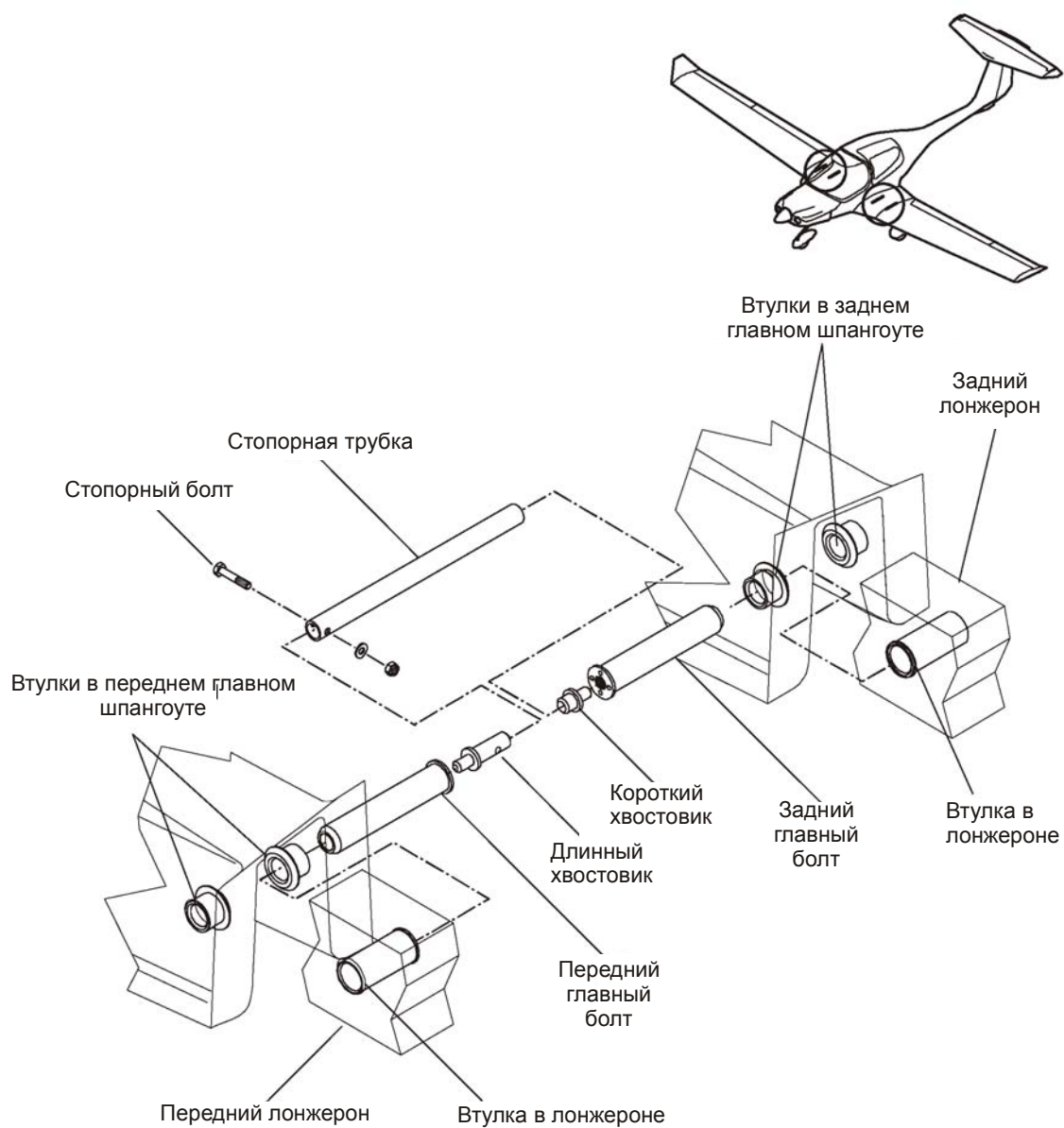


Рисунок 2. Установка главных болтов крепления крыльев

С. Проверка перед установкой

Перед установкой крыльев провести описанную ниже проверку.

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Осмотреть внутренние поверхности переднего и заднего главных шпангоутов. Проверить на наличие следующих признаков: <ul style="list-style-type: none">Повреждение втулок главных болтов.Повреждение участка конструкции вокруг втулок.Ослабление соединения между втулкой и главным шпангоутом.Повреждение верхней или нижней обшивки центроплана (в местах, где при демонтаже крыла удлиненные части лонжеронов могут задеть за обшивку).Нарушение клеевых соединений между главными шпангоутами и обшивками.	При обнаружении любого из перечисленных повреждений связаться с изготовителем. Очистить втулки.
(2)	Осмотреть переднюю, среднюю и заднюю части концевых нервюр центроплана. Проверить на наличие следующих признаков: <ul style="list-style-type: none">Повреждение втулок болтов А и В.Ослабление соединения между втулками болтов А и В и концевыми нервюрами.Нарушение клеевых соединений между частями концевой нервюры, главными шпангоутами и обшивками.	При обнаружении любого из перечисленных повреждений связаться с изготовителем. Очистить втулки.
(3)	Осмотреть удлиненные части лонжеронов крыльев. Проверить на наличие следующих признаков: <ul style="list-style-type: none">Повреждение втулок главных болтов.Повреждение удлиненной части лонжерона вокруг втулок.Ослабление соединения между втулкой и удлиненной частью лонжерона.Нарушение клеевых соединений между лонжеронами и обшивками.	При обнаружении любого из перечисленных повреждений связаться с изготовителем. Очистить втулки.

	Операции	Примечания/Ссылки
(4)	<p>Осмотреть корневые нервюры. Проверить на наличие следующих признаков:</p> <ul style="list-style-type: none"> Повреждение болтов А и В или втулок. Повреждение передней или задней части корневой нервюры вокруг втулок. Ослабление соединения между втулкой и частью корневой нервюры. Нарушение клеевых соединений между частями корневой нервюры, лонжеронами и обшивками. 	<p>При обнаружении любого из перечисленных повреждений связаться с изготовителем.</p> <p>Очистить болты и втулки.</p>
(5)	<p>Осмотреть узлы главных болтов. Проверить на наличие следующих признаков:</p> <ul style="list-style-type: none"> Коррозия хвостовиков или трубки. Коррозия главных болтов. Царапины на опорных поверхностях. Деформация. Повреждение резьбы для установки съемника. 	<p>Очистить узлы главных болтов.</p> <p>Удалить коррозию. Отремонтировать покрытие поверхности. См. подраздел 51-20.</p> <p>Наличие коррозии не допускается.</p> <p>Максимальная допустимая глубина 0,1 мм (0.004 дюйма).</p> <p>Наличие деформации не допускается.</p> <p>Если не удастся правильно присоединить съемник, необходимо заменить болт.</p>
(6)	Измерить радиальный люфт каждого главного болта в соответствующих втулках в главном шпангоуте.	Максимальная допустимая величина радиального люфта 0,2 мм (0,008 дюйма).
(7)	Измерить радиальный люфт каждого главного болта в соответствующей втулке в удлиненной части лонжерона отъемной части крыла.	Максимальная допустимая величина радиального люфта 0,2 мм (0,008 дюйма).
(8)	<p>Смазать:</p> <ul style="list-style-type: none"> Главные болты. Втулки в переднем и заднем главных шпангоутах. Втулки в лонжеронах отъемной части крыла. Втулки болтов А и В в бортовой нервюре. Втулки болтов А и В в корневой нервюре. 	См. подраздел 12-20.

	Операции	Примечания/Ссылки
(9)	Осмотреть вал управления закрылками и промежуточный рычаг в центроплане. Обратить особое внимание на наличие признаков повреждения передаточных штифтов.	
(10)	Осмотреть закрылок. Обратить особое внимание на наличие признаков повреждения внутренней концевой нервюры.	

D. Установка крыльев

Описанная процедура действительна для левого и правого крыльев. Если какая-либо операция относится только к одному крылу, в тексте имеется специальная пометка.

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Выполнить проверку перед установкой.	См. п. С.
<p>ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: ДЛЯ ПОДНЯТИЯ КРЫЛА ТРЕБУЮТСЯ ТРИ ЧЕЛОВЕКА. НЕВЫПОЛНЕНИЕ ЭТОГО ТРЕБОВАНИЯ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ТРАВМАМ.</p> <p>ВНИМАНИЕ: НЕ ПОДНИМАТЬ КРЫЛО ЗА ЗАКРЫЛОК. ЭТО МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ПОВРЕЖДЕНИЮ ЗАКРЫЛКА.</p> <p>ВНИМАНИЕ: НЕ ДОПУСКАТЬ КОНТАКТА МЕЖДУ УДЛИНЕННЫМИ ЧАСТЯМИ ЛОНЖЕРОНОВ КРЫЛЬЕВ И ОБШИВКОЙ ЦЕНТРОПЛАНА. ЭТО МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ПОВРЕЖДЕНИЮ ОБШИВКИ.</p>		
<p>Примечание: До установки главных болтов один человек должен поднять и удерживать крыло за законцовку, один человек должен поднять и удерживать крыло за переднюю кромку в месте расположения корневой нервюры и один человек должен поднять и удерживать крыло за заднюю кромку в месте расположения корневой нервюры.</p>		
(2)	<p>Поднять крыло к месту установки:</p> <p>Вставить удлиненные части лонжеронов в передний и задний главные шпангоуты, не задвигая крыло до упора.</p> <p>Продеть электрический кабель, шланги полного и статического давления и шланг системы предупреждения о сваливании в кабелепровод в передней кромке центроплана.</p> <p>Совместить отверстия во внутренней нервюре закрылка с передаточными штифтами на промежуточном рычаге.</p> <p>Вставить крыло в центроплан до упора до зацепления болтов А и В и передаточных штифтов закрылка.</p>	<p>Удерживать крыло в полученном положении.</p> <p>Удерживать крыло в полученном положении.</p> <p>Удерживать крыло в полученном положении.</p>
(3)	<p>Установить главные болты:</p> <ul style="list-style-type: none"> Удерживать крыло на весу. Установить оба болта. 	<p>При необходимости для облегчения установки главных болтов слегка покачать законцовку вверх и вниз.</p>

	Операции	Примечания/Ссылки
(4)	<p>Установить стопорную трубку на внутренний и внешний главные болты:</p> <p>Установить длинный хвостовик на один главный болт.</p> <p>Надвинуть трубку на длинный хвостовик.</p> <p>Установить короткий хвостовик на второй главный болт.</p> <p>Надвинуть трубку на короткий хвостовик.</p> <p>— Установить болт, шайбу и самоконтрящуюся гайку крепления трубки к длинному хвостовику и затянуть соединение.</p>	<p>См. рисунок 3.</p> <p>Усилие затяжки: затянуть рукой.</p>
(5)	<p>Присоединить под левым креслом пилота:</p> <p>— Шланг полного давления.</p> <p>— Шланг статического давления.</p> <p>— Шланг системы предупреждения о сваливании.</p>	<p>Только для левого крыла.</p> <p>Шланг диаметром 8 мм (5/16 дюйма) (зеленого цвета).</p> <p>Шланг диаметром 8 мм (5/16 дюйма) (фиолетового цвета).</p> <p>Шланг диаметром 10 мм (3/8 дюйма) (прозрачный).</p>
(6)	Присоединить электрический разъем жгута крыла.	<p>Левое крыло: разъем P2400 под креслом пилота.</p> <p>Правое крыло: разъем P2401 под креслом второго пилота.</p>
(7)	Присоединить топливный шланг (шланги) в корневой части крыла.	
(8)	<p>Присоединить тягу закрылка:</p> <p>— Установить болт, шайбу и самоконтрящуюся гайку и затянуть соединение.</p>	<p>Через задний люк на центроплане.</p> <p>Усилие затяжки: 6,4 Нм (4,7 фунт-с-фут).</p>
(9)	<p>Присоединить тягу элерона:</p> <p>— Установить болт, шайбу и самоконтрящуюся гайку и затянуть соединение.</p>	<p>Через задний люк на центроплане.</p> <p>Усилие затяжки: 6,4 Нм (4,7 фунт-с-фут).</p>
(10)	При необходимости установки второго крыла выполнить пп. 1 - 9 для второго крыла.	
(11)	Подключить батарею.	См. подраздел 24-31.

	Операции	Примечания/Ссылки
(12)	Выполнить проверку работы системы управления закрылками и диапазона отклонения закрылков. При необходимости отрегулировать систему управления закрылками.	См. подраздел 27-50.
(13)	Выполнить проверку всех установленных или отрегулированных элементов системы управления закрылками. – Выполнить повторную проверку системы управления, если такое требование установлено национальными Органами контроля летной годности.	
(14)	Выполнить проверку работы системы управления элеронами и диапазона отклонения элеронов. При необходимости отрегулировать систему управления элеронами.	См. подраздел 27-10.
(15)	Выполнить проверку всех установленных или отрегулированных элементов системы управления элеронами. – Выполнить повторную проверку системы управления, если такое требование установлено национальными Органами контроля летной годности.	
(16)	Проверить работу следующего светотехнического оборудования: – Аэронавигационные огни. – Проблесковые огни (проблесковые световые маяки). – Рулежная фара. – Посадочная фара.	См. подраздел 33-40. Только для левого крыла. Только для левого крыла.
(17)	Выполнить функциональную проверку системы обогрева ППД.	Только для левого крыла. См. подраздел 34-10.
(18)	Провести испытание системы измерения воздушного давления на герметичность.	Только для левого крыла. См. подраздел 34-10.
(19)	Заправить самолет топливом до уровня невырабатываемого остатка топлива.	См. подраздел 12-10.
(20)	После завершения работ установить: – Левое/правое кресло пилота. – Створка основной опоры шасси. – Задний люк на центроплане. – Люк подхода к внутренней камере топливного бака.	По необходимости. См. подраздел 25-10.
(21)	Выполнить контрольный облет.	См. Руководство по летной эксплуатации.

3. Демонтаж/установка болтов А и В**А. Демонтаж болтов А и В**

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Демонтировать крыло.	См. п. 2.
(2)	Демонтировать болт А или В: <ul style="list-style-type: none">– Удерживать фланец болта ключом.– Отвинтить самоконтрящуюся гайку болта А или В.– Демонтировать болт А или В.	См. рисунок 4. Доступ к болту А через отверстие в передней части корневой нервюры. Доступ к болту В через люк подхода в нижней обшивке.

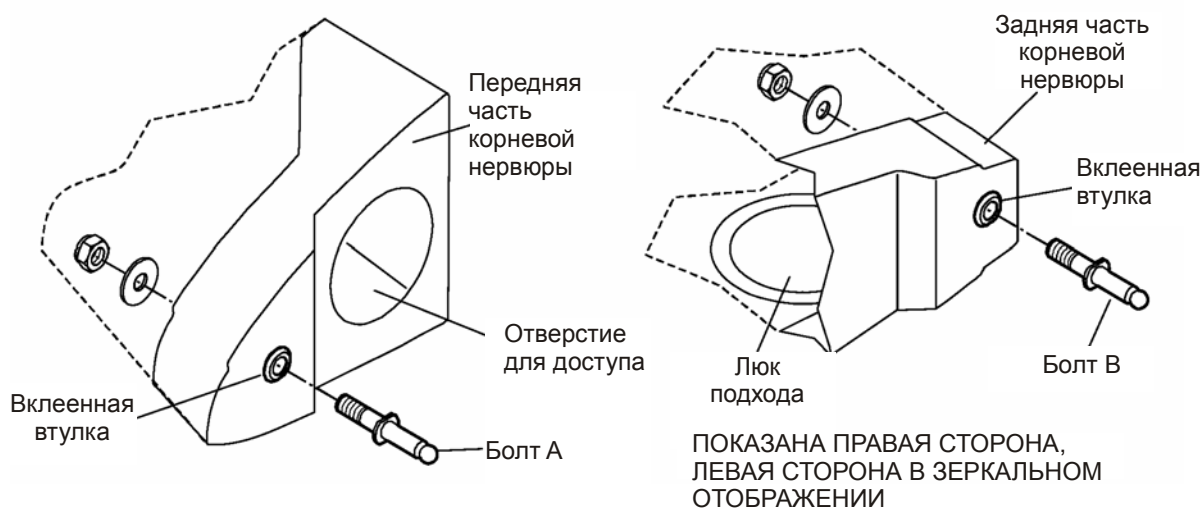


Рисунок 3. Установка болтов А и В

В. Установка болтов А и В

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	<p>Осмотреть болт А или В. Проверить на наличие следующих признаков:</p> <ul style="list-style-type: none"> Коррозия. Царапины на опорных поверхностях. Деформация. Повреждение резьбы. 	<p>Наличие коррозии не допускается.</p> <p>Максимальная допустимая глубина 0,1 мм (0.004 дюйма).</p> <p>Наличие деформации не допускается.</p> <p>Повреждение не допускается.</p>
(2)	<p>Осмотреть втулку болта А или В. Проверить на наличие следующих признаков:</p> <ul style="list-style-type: none"> Ослабление соединения между втулкой болта А или В и корневой нервюрой. Повреждение корневой нервюры в месте установки втулки. Повреждение втулки. 	
(3)	<p>Установить болт А или В:</p> <ul style="list-style-type: none"> Установить болт во втулку. Удерживать фланец болта ключом. Установить шайбу и самоконтрящуюся гайку и затянуть соединение. 	<p>См. рисунок 4.</p> <p>Доступ к болту А через отверстие в передней части корневой нервюры.</p> <p>Доступ к болту В через люк подхода в нижней обшивке.</p> <p>Усилие затяжки: 32 Нм (23,6 фунт-с-фут).</p>
(4)	Установить крыло.	См. п. 2.

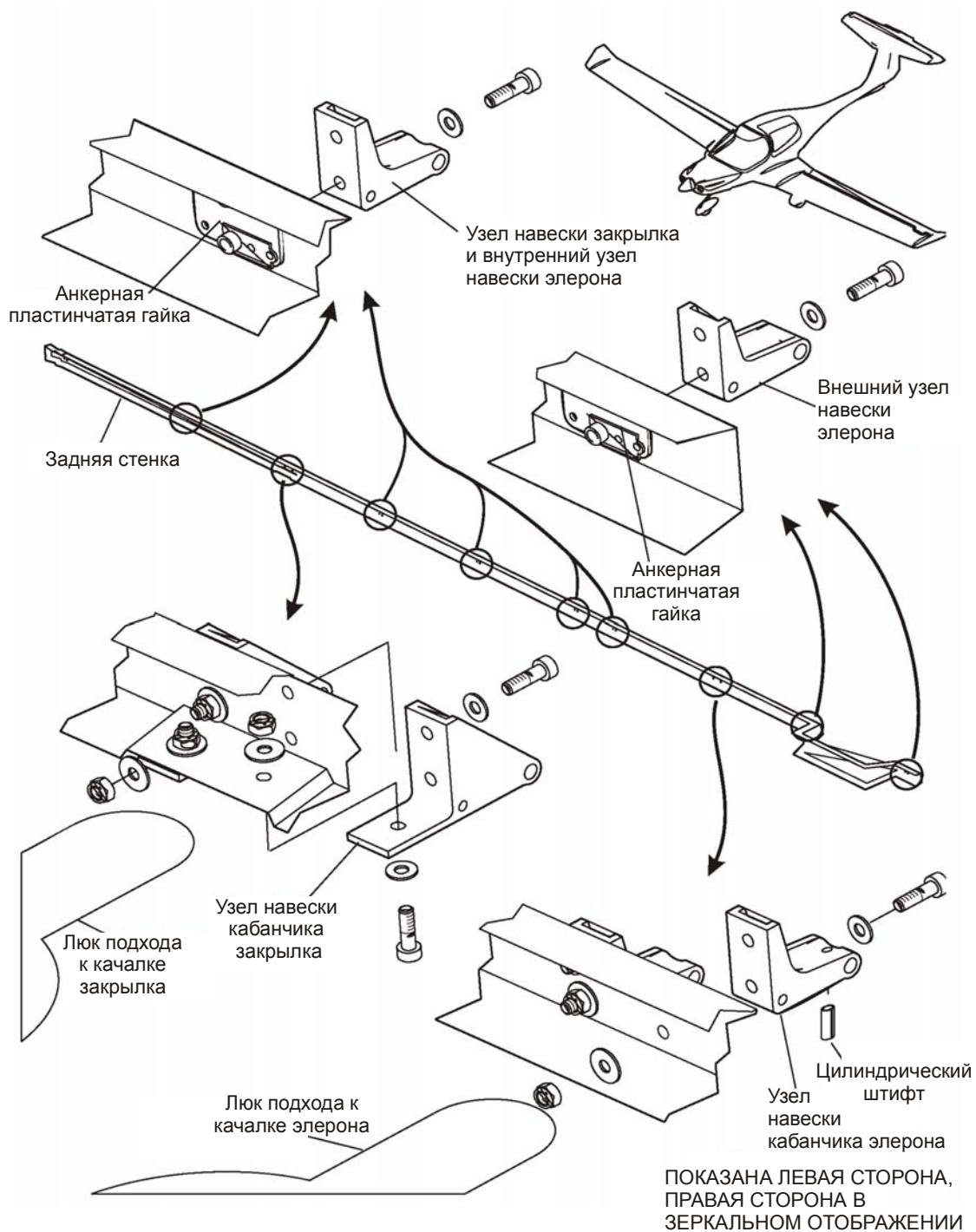


Рисунок 4. Установка кронштейнов навески рулевых поверхностей

4. Демонтаж/установка кронштейна навески рулевой поверхности**А. Демонтаж кронштейна навески рулевой поверхности**

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Демонтировать рулевую поверхность.	См. подразделы 57-50 и 57-60.
(2)	Для кронштейнов навески кабанчиков: <ul style="list-style-type: none">— Снять люк подхода к качалке управления под крылом.— Отвинтить гайки крепления и убрать большие шайбы.— Убрать болты и маленькие шайбы.— Снять кронштейн.	Кронштейны навески закрылка имеют 3 болта. Кронштейны навески элерона имеют 2 болта. Изнутри крыла.
(3)	Для других кронштейнов (не кронштейнов навески кабанчиков): <ul style="list-style-type: none">— Убрать болты и маленькие шайбы.— Снять кронштейн.	Все кронштейны имеют 2 болта.

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Для кронштейнов навески кабанчиков: — Установить кронштейн на место на задней стенке. — Установить болты с маленькими шайбами. — Установить большие шайбы и самоконтрящиеся гайки и затянуть соединения. — Установить люк подхода к качалке управления под крылом.	Кронштейны навески закрылка имеют 3 болта. Кронштейны навески элерона имеют 2 болта. Изнутри крыла. Усилие затяжки: 3,6 Нм (2,7 фунт-с-фут).
(2)	Для других кронштейнов (не кронштейнов навески кабанчиков): — Установить кронштейн на место на задней стенке. — Установить болты и маленькие шайбы.	Все кронштейны имеют 2 болта. Усилие затяжки: 3,6 Нм (2,7 фунт-с-фут).
(3)	Установить рулевую поверхность.	См. подразделы 57-50 и 57-60.

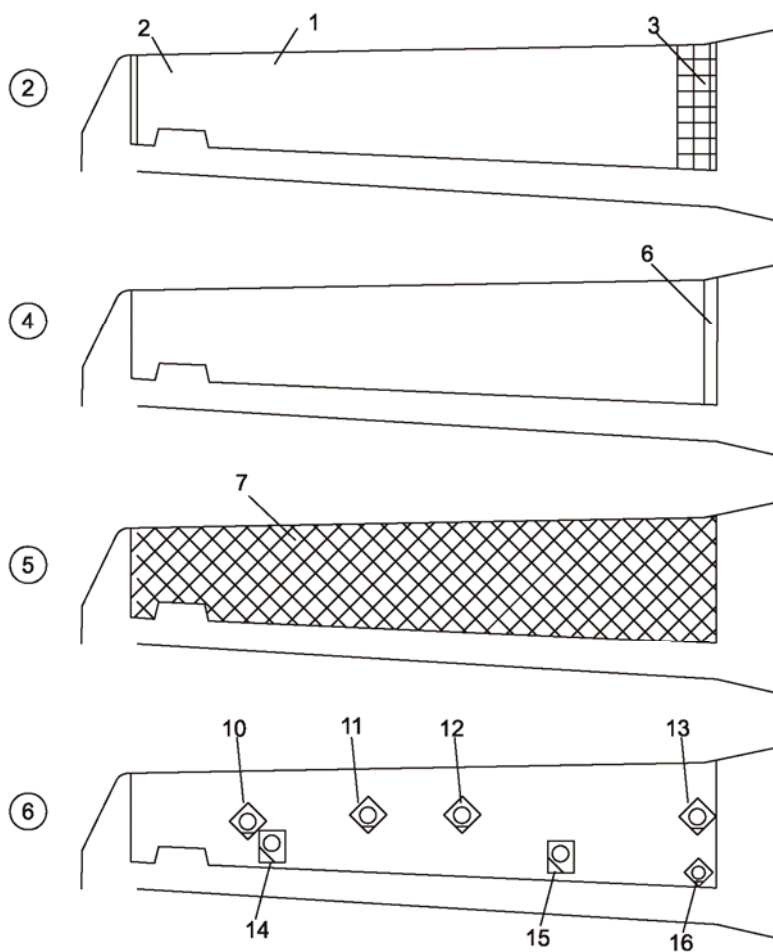
5. Информация для ремонта обшивки крыла

На рисунках 6 - 9 показаны схемы слоев стеклоткани в обшивках крыла. Эту информацию следует использовать при ремонте крыла.

На рисунках показаны основные слои ткани. Ориентация волокон условно показана штриховкой и указана в соответствующей таблице. При ремонте крыла необходимо использовать ткани указанных типов и с указанной ориентацией волокон.

Цифры в кружках рядом с каждым эскизом обозначают порядок накладки слоев («этапы»). Первым слоем считается слой заполнителя (на схемах не показан). Этап 1 соответствует внешней поверхности обшивки.

Перед ремонтом необходимо в обязательном порядке провести испытание на огнестойкость образца композиционного материала с поврежденного участка. Порядок проведения испытания на огнестойкость см. в подразделе 51-20.

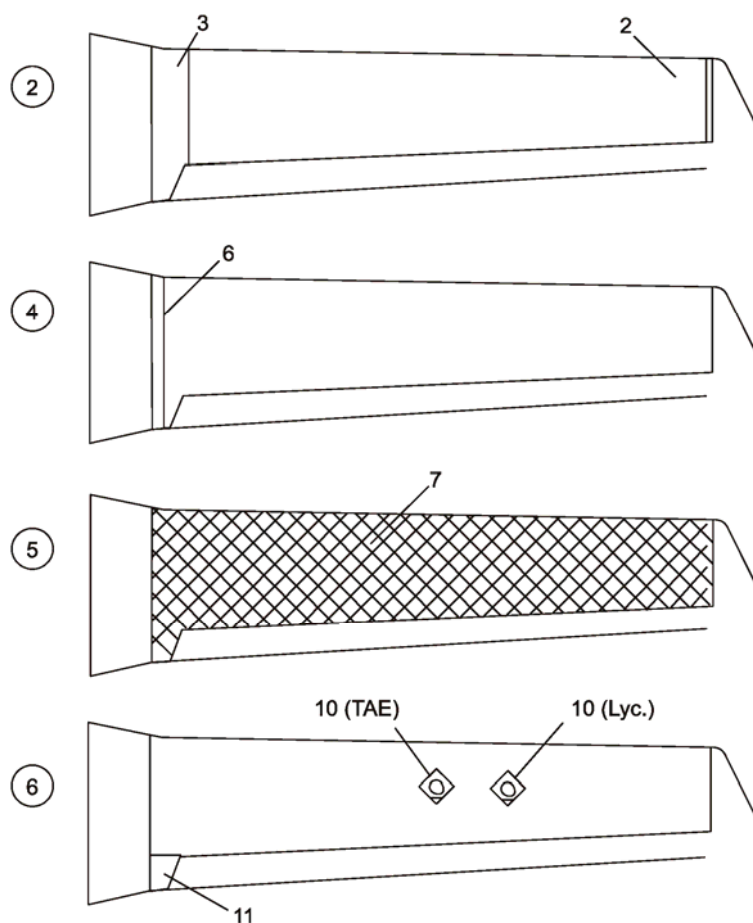


Поз.	К-во слоев	Обозначение	Тип	Примечания
1	1	8.4503.60	Interglas 02037	0790°
2, 3	1	CCC 459 Al	углеткань с алюминиевым волокном	0°/90° - молниезащита.
6	2	8.3520.80	углеткань	0°/90°, ширина 100 мм.
7	1	8.3520.80	углеткань	±45°
10 - 13	3 для каждой поз.	8.3520.80	углеткань	±45°, 200 мм x 200 мм
14, 15	3 для каждой поз.	8.3520.80	углеткань	±45°, 200 мм x 250 мм
16	3 для каждой поз.	8.3520.80	углеткань	±45°, 160 мм x 160 мм

Рисунок 5. Слои ткани в нижней обшивке крыла — этапы 2 - 6

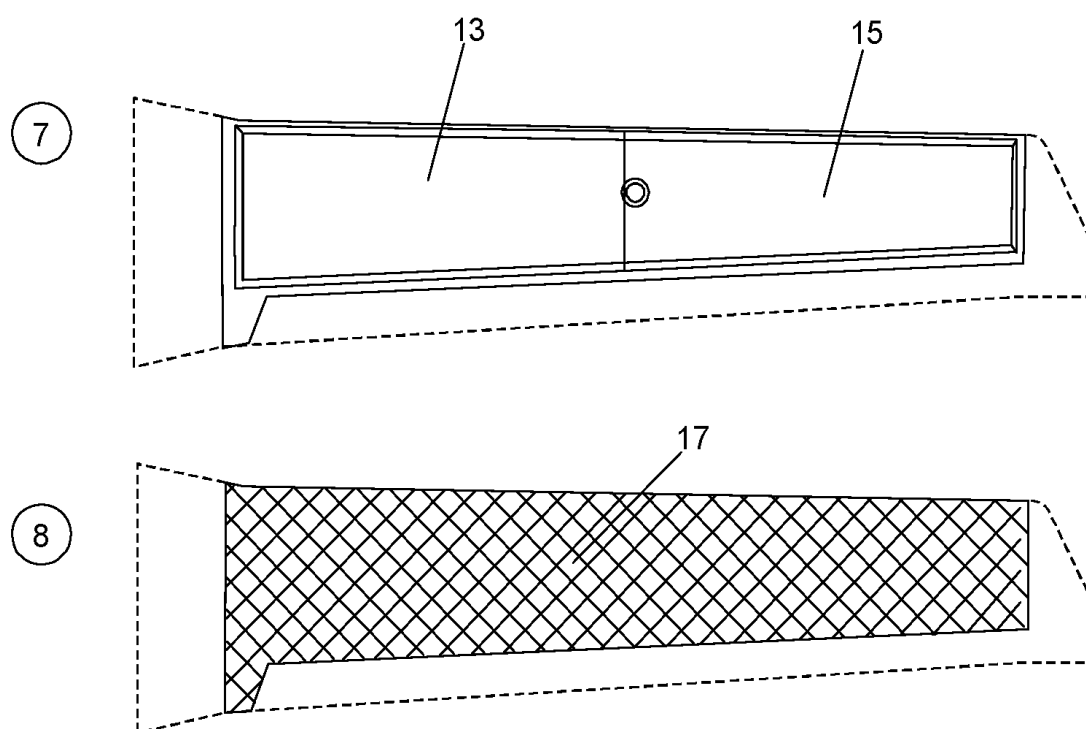
Поз.	К-во слоев	Обозначение	Тип	Примечания
18, 20	1 для каждой поз.	H 60	жесткий пеноматериал толщиной 6 мм	
22	2	стеклоткань 8.4551.60	саржевое переплетение 2/2	$\pm 45^\circ$, ширина 90 мм
23	1	стеклоткань 8.4551.60	саржевое переплетение 2/2	$\pm 45^\circ$

Рисунок 6. Слои ткани в нижней обшивке крыла — этапы 7 - 9



Поз.	К-во слоев	Обозначение	Тип	Примечания
2, 3	1	CCC 459 Al	углеткань с алюминиевым волокном	0°/90° — молниезащита.
6	2	8.3520.80	углеткань	0°/90°, ширина 100 мм.
7	2	8.3520.80	углеткань	±45°, 200 мм x 200 мм.
10	3	8.3520.80	углеткань	±45°, 220 мм x 220 мм.
11	3	8.3520.80	углеткань	±45°, 250 мм x 300 мм.

Рисунок 7. Слои ткани в верхней обшивке крыла — этапы 2 - 6



Поз.	К-во слоев	Обозначение	Тип	Примечания
13, 15	1 для каждой поз.	H 60	жесткий пеноматериал толщиной 6 мм	
17	1	стеклоткань 8.4551.60	саржевое переплетение 2/2	±45°

Рисунок 8. Слои ткани в верхней обшивке крыла — этапы 7 и 8

Страница намеренно оставлена пустой

Подраздел 57-50**Закрылки****1. Общие сведения**

В данном подразделе приводится описание конструкции закрылков. Информацию о системе управления закрылками см. в подразделе 27-50.

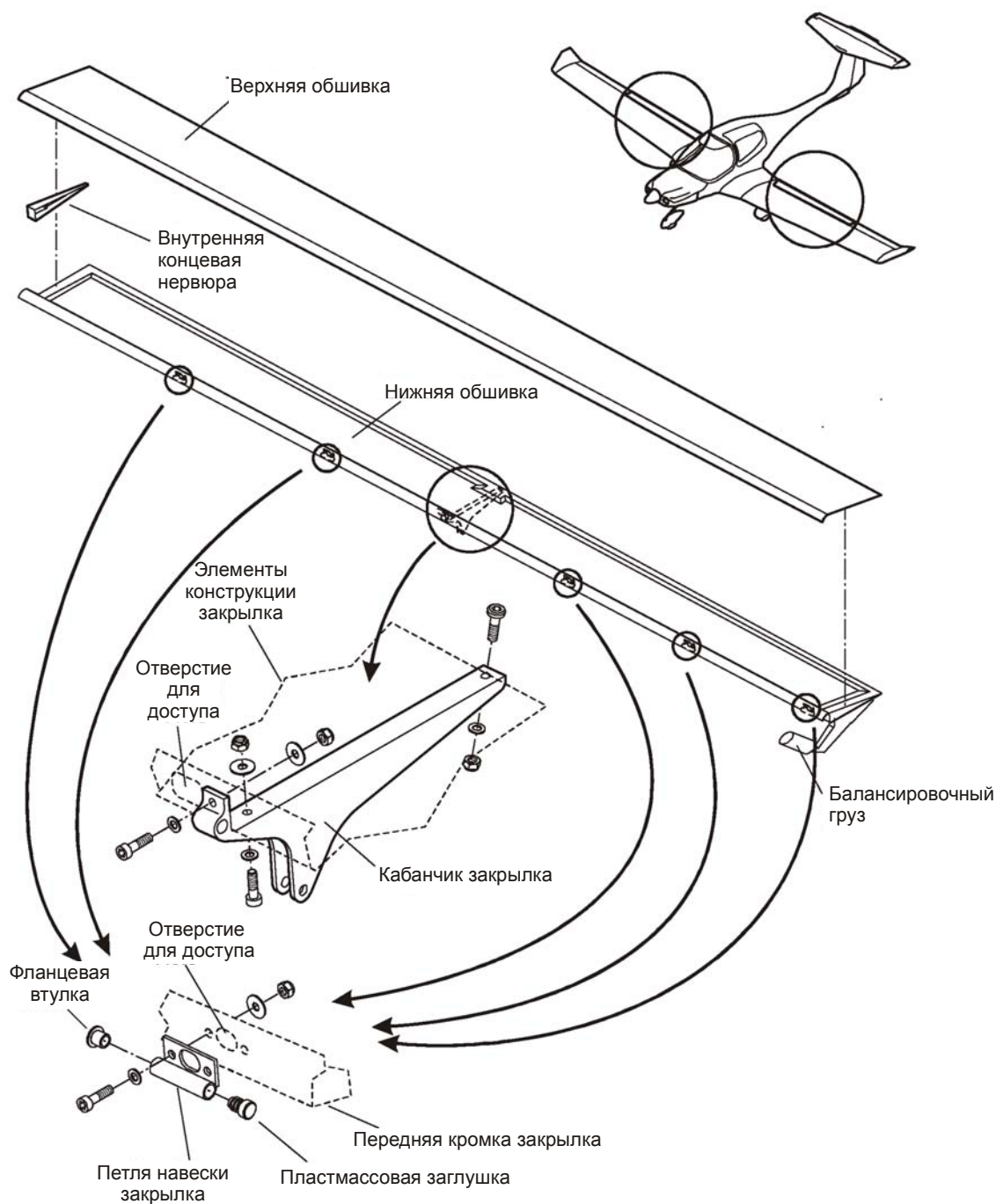


Рисунок 1. Конструкция и схема сборки закрылка

2. Описание

Конструкция закрылка показана на рисунке 1. Каждый закрылок состоит из следующих элементов:

A. Нижняя обшивка

Нижняя обшивка состоит из внутренней и внешней частей, выполненных из стеклоткани. Во внешней части имеется также один слой углеткани. Части обшивки приклеены к промежуточному слою жесткого пеноматериала. Передняя кромка обшивки изгибается, образуя стенку, затем изгибается вперед, образуя обтекатель, закрывающий зазор между закрылком и крылом при выпущенном положении закрылка.

Внешний конец нижней обшивки также изгибается вверх, замыкая контур закрылка. По передней кромке, торцам и на месте крепления кабанчика число слоев углеткани увеличено для придания конструкции дополнительной прочности и жесткости.

B. Верхняя обшивка

Верхняя обшивка состоит из внутренней и внешней частей, выполненных из стеклоткани. Во внешней части имеется также один слой углеткани. Части обшивки приклеены к промежуточному слою жесткого пеноматериала. Верхняя обшивка приклеена к нижней обшивке и внутренней концевой нервюре.

C. Внутренняя концевая нервюра

Внутренняя концевая нервюра представляет собой формовую деталь, изготовленную из углепластика. В нервюре имеются два отверстия с фланцевыми втулками. Во втулки устанавливаются передаточные штифты промежуточных рычагов системы управления закрылками. Концевая нервюра приклеена к верхней и нижней обшивкам.

D. Кабанчик закрылка

Кабанчик закрылка изготовлен из алюминиевого сплава и крепится к нижней поверхности закрылка тремя болтами. В передней кромке закрылка предусмотрено небольшое отверстие для доступа к гайкам и шайбам крепления, расположенным с передней стороны. Кабанчик также выполняет функцию одного из узлов навески закрылка. Узел навески образуется двумя фланцевыми втулками, установленными в передней части кабанчика.

E. Узлы навески закрылка

Каждый закрылок имеет пять узлов навески и кабанчик. Каждый узел навески крепится к передней кромке закрылка двумя болтами. В средней части узла навески предусмотрено небольшое отверстие для доступа к гайкам и шайбам крепления. В каждом узле навески с его внутренней стороны установлена фланцевая втулка. Внешний конец узла навески закрыт пластмассовой заглушкой.

Страница намеренно оставлена пустой

Порядок технического обслуживания

1. Общие сведения

В данном подразделе описывается порядок демонтажа и установки закрылков. Порядок регулировки закрылков см. в подразделе 27-50.

2. Демонтаж/установка закрылка

А. Демонтаж закрылка

	Операции	Примечания/Ссылки
ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: ПЕРЕД ВЫПУСКОМ ЗАКРЫЛКОВ УБЕДИТЬСЯ В ОТСУТСТВИИ РЯДОМ С ЗАКРЫЛКАМИ ЛЮДЕЙ И ПОСТОРОННИХ ПРЕДМЕТОВ. НЕВЫПОЛНЕНИЕ ЭТОГО ТРЕБОВАНИЯ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ТРАВМАМ ИЛИ ПОВРЕЖДЕНИЮ ЗАКРЫЛКОВ ПОСТОРОННИМИ ПРЕДМЕТАМИ.		
(1)	Выпустить закрылки: <ul style="list-style-type: none"> — Установить выключатель ALT/BAT (генератор/батарея) в положение ON (вкл.). — Установить переключатель управления закрылками в положение LDG (посадка). — После остановки закрылков. — Установить выключатель ALT/BAT (генератор/батарея) в положение OFF (выкл.). 	
(2)	Разомкнуть предохранитель управления закрылками.	Главная приборная панель. С правой стороны.
(3)	Отсоединить тягу-толкатель закрылка от кабанчика закрылка: <ul style="list-style-type: none"> — Отвинтить гайку, снять гайку и шайбу с болта крепления тяги к кабанчику. — Убрать из кабанчика болт крепления и шайбу. 	Удерживать закрылок.
(4)	Убрать 6 осей шарниров из узлов навески закрылка и кабанчика закрылка: <ul style="list-style-type: none"> — Убрать цилиндрические штифты контровки узлов навески закрылка. — Сдвинуть оси внутрь и убрать их из петель. 	Удерживать закрылок!
(5)	Осторожно сдвинуть закрылок назад и снять его с самолета.	

В. Установка закрылка

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Убедиться, что оси шарниров чистые и не повреждены.	
(2)	Установить закрылок на самолет.	
(3)	Установить 6 осей шарниров в узлы навески закрылка и кабанчика закрылка: <ul style="list-style-type: none">— Установить оси в петли с внутренней стороны.— Совместить отверстия в кронштейнах с отверстиями в осях шарниров и установить цилиндрические штифты.	Между поверхностями узла навески должен оставаться зазор шириной 0,5 - 2,5 мм (0,002 - 0,010 дюйма) для узла навески кабанчика и 1 - 3 мм (0,004 - 0,012 дюйма) для всех других узлов навески.
(4)	Установить болт крепления тяги управления закрылком к кабанчику закрылка: <ul style="list-style-type: none">— Установить на болт шайбу.— Продеть болт через отверстия в кабанчике и тяге.— Установить на болт шайбу и гайку.	
(5)	Проверить регулировку системы управления закрылками.	См. подраздел 27-50.
(6)	Выполнить повторную проверку системы управления закрылками, если такое требование установлено национальными Органами контроля летной годности.	

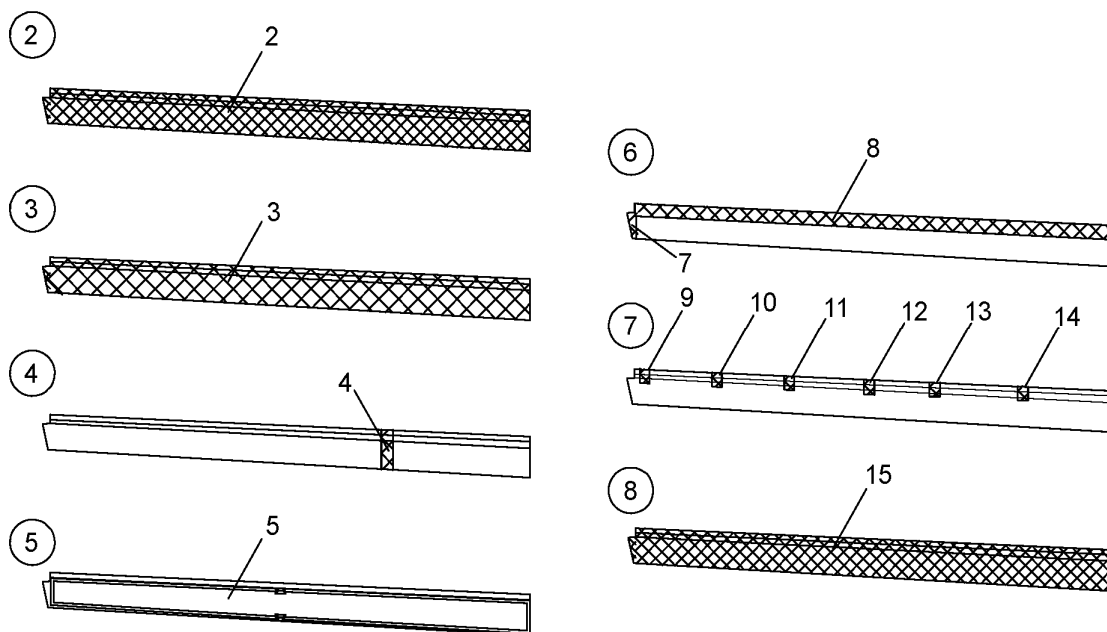
3. Информация для ремонта обшивки закрылков

На рисунках 2 и 3 показаны схемы слоев стеклоткани и углеткани в обшивках закрылков. Эту информацию следует использовать при ремонте закрылка.

На рисунках показаны основные слои ткани. Ориентация волокон условно показана штриховкой и указана в соответствующей таблице. При ремонте закрылков необходимо использовать ткани указанных типов и с указанной ориентацией волокон.

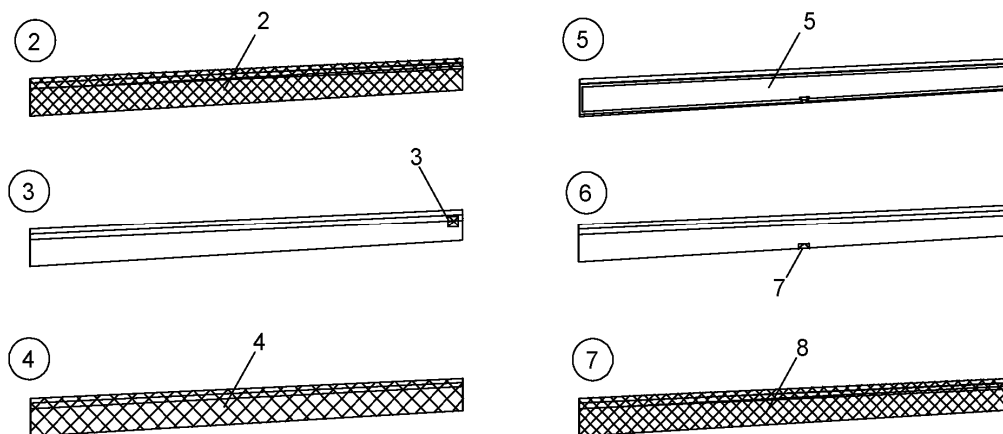
Цифры в кружках рядом с каждым эскизом обозначают порядок накладки слоев («этапы»). Первым слоем считается слой заполнителя (на схемах не показан). Этап 1 соответствует внешней поверхности обшивки.

Перед ремонтом необходимо в обязательном порядке провести испытание на огнестойкость образца композиционного материала с поврежденного участка. Порядок проведения испытания на огнестойкость см. в подразделе 51-20.



Поз.	К-во слоев	Обозначение	Тип	Примечания
2	1	стеклоткань 8.4548.60	саржевое переплетение 2/2	$\pm 45^\circ$
3	1	углеткань 8.3520.8		$\pm 45^\circ$
4	1	углеткань 8.3520.8		$\pm 45^\circ$, 80 мм x 270 мм.
5	1	Н 60	жесткий пеноматериал толщиной 3 мм	
7	1	углеткань 8.3520.8		$\pm 45^\circ$, 70 мм x 230 мм.
8	1	углеткань 8.3520.8		$\pm 45^\circ$, ширина 90 мм.
9 - 14	1 для каждой поз.	углеткань 8.3520.8		$\pm 45^\circ$, 30 мм x 70 мм.
15	1	стеклоткань 8.4548.60	саржевое переплетение 2/2	$\pm 45^\circ$

Рисунок 2. Слои ткани в нижней обшивке закрылка



Поз.	К-во слоев	Обозначение	Тип	Примечания
2	1	стеклоткань 8.4548.60	саржевое переплетение 2/2	$\pm 45^\circ$
3	2	углеткань 8.3520.8		$\pm 45^\circ$, 80 мм x 80 мм.
4	1	углеткань 8.3520.8		$\pm 45^\circ$
5	1	Н 60	жесткий пеноматериал толщиной 3 мм	
7	1	углеткань 8.3520.8		$\pm 45^\circ$
8	1	стеклоткань 8.4548.60	саржевое переплетение 2/2	$\pm 45^\circ$

Рисунок 3. Слои ткани в верхней обшивке закрылка

Страница намеренно оставлена пустой

Подраздел 57-60**Элероны****1. Общие сведения**

В данном подразделе приводится описание конструкции элеронов. Информацию о системе управления элеронами см. в подразделе 27-10.

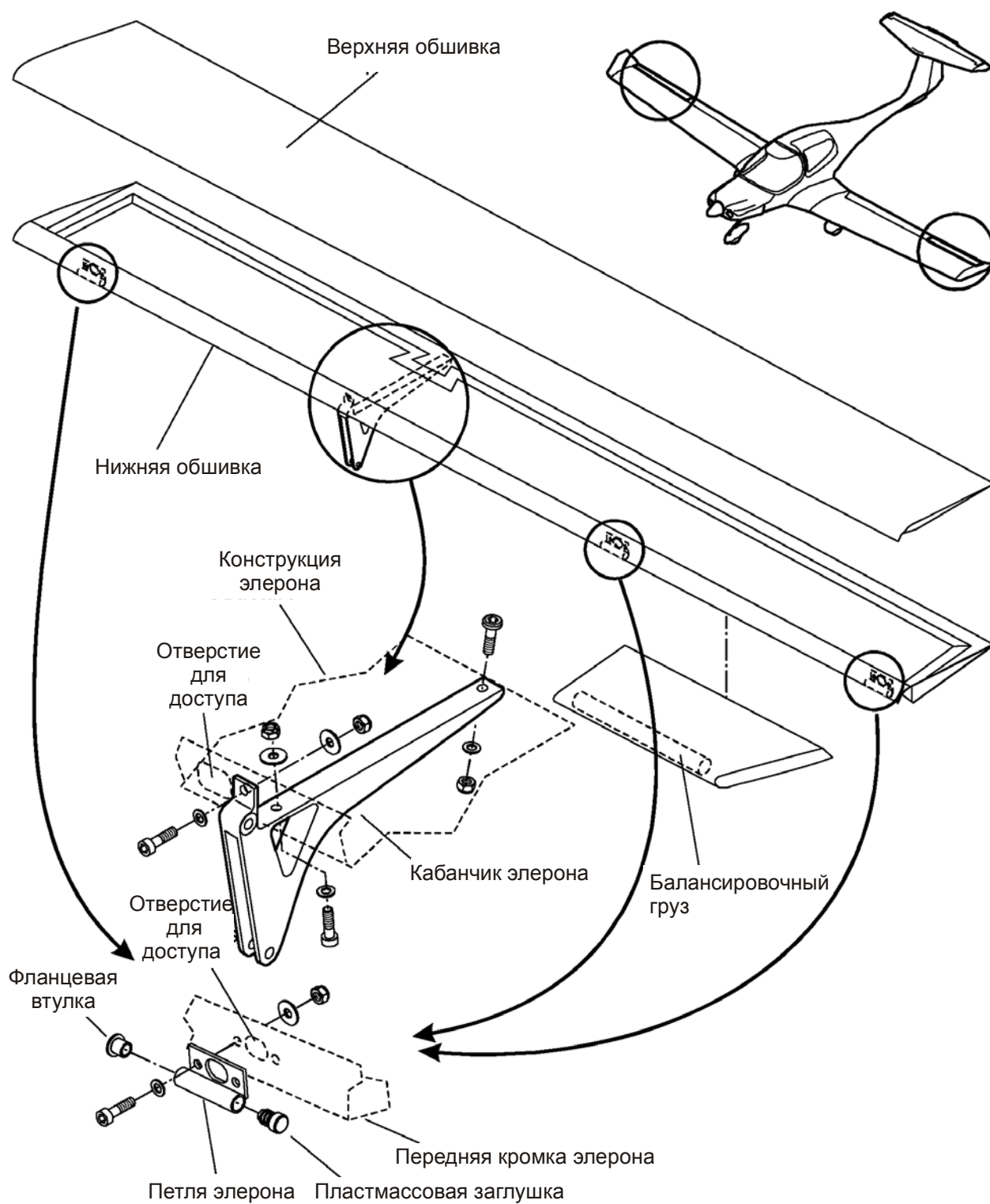


Рисунок 1. Конструкция и схема сборки элерона

2. Описание

Конструкция элерона показана на рисунке 1. Каждый элерон состоит из следующих элементов:

A. Нижняя обшивка

Нижняя обшивка состоит из внутренней и внешней частей, выполненных из стеклоткани. Во внешней части обшивки дополнительно имеется слой углеткани, закрывающий большую часть обшивки с ее внутренней стороны. Части обшивки приклеены к промежуточному слою жесткого пеноматериала. Передняя кромка обшивки изгибается, образуя стенку, затем изгибается вперед, образуя обтекатель, закрывающий зазор между элероном и крылом при движении элерона вниз.

Концы нижней обшивки также изгибаются вверх, замыкая контур элерона. По передней кромке, торцам и на месте крепления кабаника число слоев углеткани увеличено для придания конструкции дополнительной прочности и жесткости.

B. Верхняя обшивка

Верхняя обшивка состоит из внутренней и внешней частей, выполненных из стеклоткани. Во внешней части обшивки дополнительно имеется слой углеткани, закрывающий большую часть обшивки с ее внутренней стороны. Части обшивки приклеены к промежуточному слою жесткого пеноматериала. Верхняя обшивка приклеена к нижней обшивке.

C. Кабанчик элерона

Кабанчик элерона изготовлен из алюминиевого сплава. Кабанчик крепится к нижней поверхности элерона тремя болтами. В передней кромке элерона предусмотрено небольшое отверстие для доступа к гайкам и шайбам крепления, расположенным с передней стороны. Кабанчик также выполняет функцию одного из узлов навески элерона.

D. Узлы навески элерона

Каждый элерон имеет три узла навески и кабаник. Каждый узел навески крепится к передней кромке элерона двумя болтами. В средней части узла навески предусмотрено небольшое отверстие для доступа к гайкам и шайбам крепления. В каждом узле навески с его внутренней стороны установлена фланцевая втулка. Внешний конец узла навески закрыт пластмассовой заглушкой.

E. Балансировочный груз элерона

На внешнем конце каждого элерона имеется роговой компенсатор, выходящий за ось навески элерона и обеспечивающий уравнивание элерона. Передняя кромка рогового компенсатора изготовлена из тяжелого металла.

Страница намеренно оставлена пустой

Порядок технического обслуживания

1. Общие сведения

В данном подразделе описывается порядок демонтажа и установки элеронов. Порядок регулировки системы управления элеронами см. в подразделе 27-10.

2. Демонтаж/установка элерона

А. Демонтаж элерона

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Отсоединить тягу-толкатель элерона от кабанчика элерона: <ul style="list-style-type: none"> — Отвинтить гайку, снять гайку и шайбу с болта крепления тяги к кабанчику. — Убрать из кабанчика болт крепления и шайбу. 	Удерживать элерон.
(2)	Убрать 4 оси шарниров из узлов навески элерона и кабанчика элерона: <ul style="list-style-type: none"> — Убрать цилиндрические штифты контровки узлов навески элерона. — Сдвинуть оси внутрь и убрать их из петель. 	Удерживать элерон!
(3)	Осторожно сдвинуть элерон назад и снять его с самолета.	

В. Установка элерона

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Убедиться, что оси шарниров чистые и не повреждены.	
(2)	Установить элерон на самолет.	
(3)	Установить 4 оси шарниров в узлы навески элерона и кабанчика элерона: <ul style="list-style-type: none">Установить оси в петли с внутренней стороны.Совместить отверстия в кронштейнах с отверстиями в осях шарниров и установить цилиндрические штифты.	Между поверхностями узла навески должен оставаться зазор шириной 0,5 - 2,5 мм (0,002 - 0,010 дюйма) для узла навески кабанчика и 1 - 3 мм (0,004 - 0,012 дюйма) для всех других узлов навески.
(4)	Установить болт крепления тяги управления элероном к кабанчику элерона: <ul style="list-style-type: none">Установить на болт шайбу.Продеть болт через отверстия в кабанчике и тяге.Установить на болт шайбу и гайку.	
(5)	Проверить регулировку системы управления элеронами.	См. подраздел 27-60.
(6)	Выполнить повторную проверку системы управления элеронами, если такое требование установлено национальными Органами контроля летной годности.	

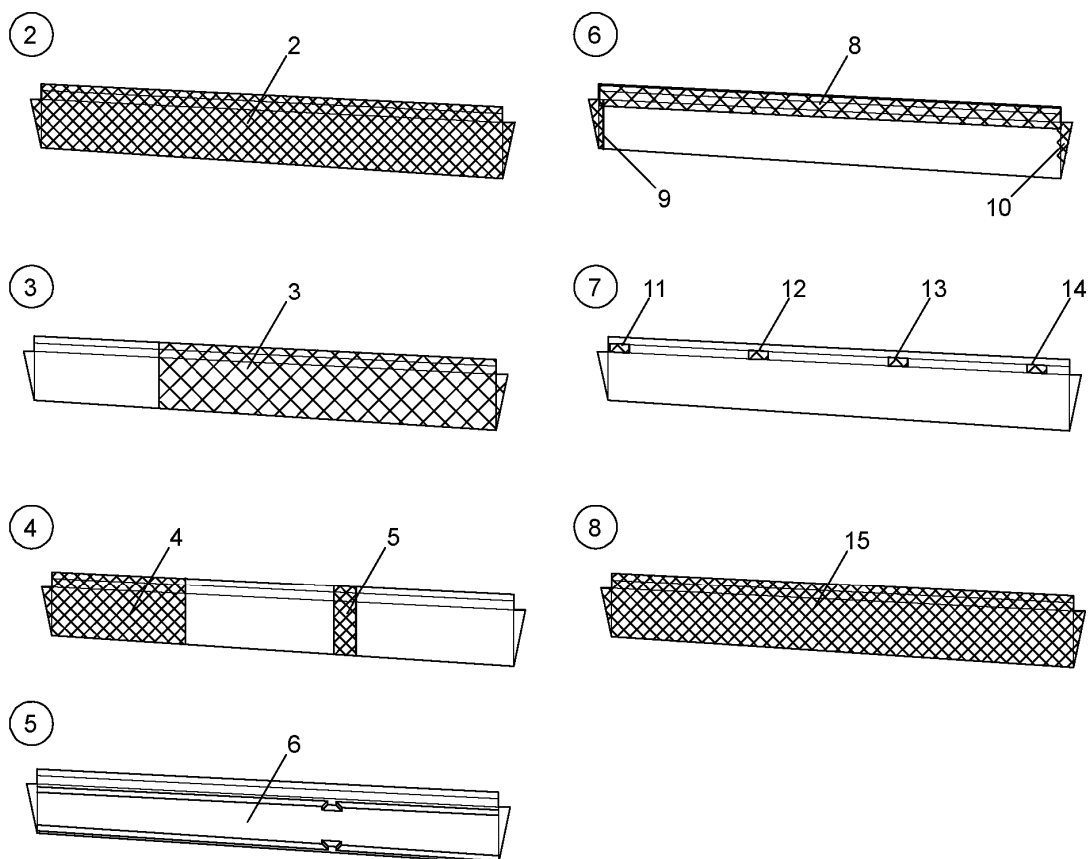
3. Информация для ремонта обшивки элеронов

На рисунках 2 и 3 показаны схемы слоев стеклоткани и углеткани в обшивках элеронов. Эту информацию следует использовать при ремонте элерона.

На рисунках показаны основные слои ткани. Ориентация волокон условно показана штриховкой и указана в соответствующей таблице. При ремонте элеронов необходимо использовать ткани указанных типов и с указанной ориентацией волокон.

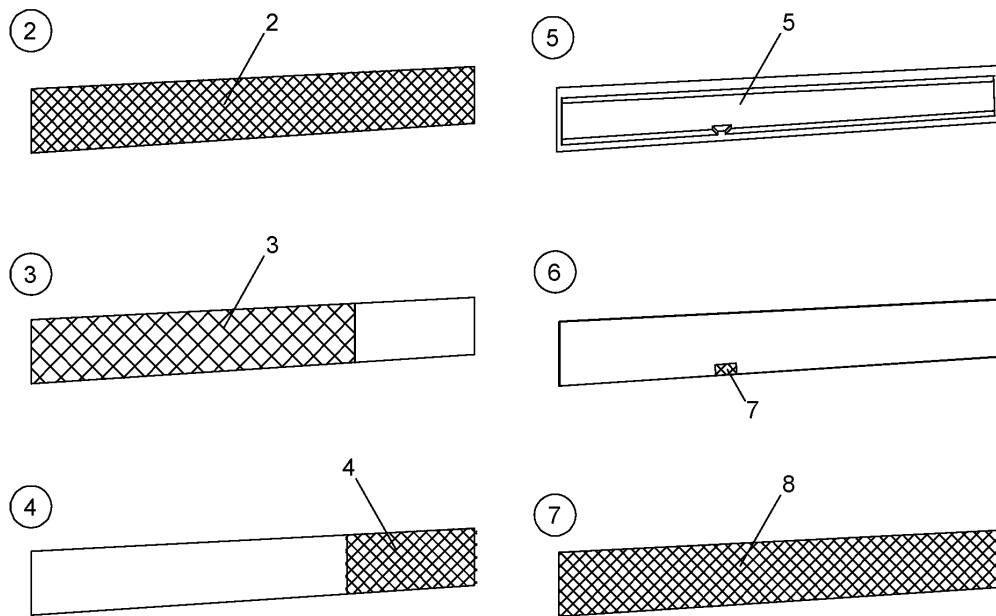
Цифры в кружках рядом с каждым эскизом обозначают порядок накладки слоев («этапы»). Первым слоем считается слой заполнителя (на схемах не показан). Этап 1 соответствует внешней поверхности обшивки.

Перед ремонтом необходимо в обязательном порядке провести испытание на огнестойкость образца композиционного материала с поврежденного участка. Порядок проведения испытания на огнестойкость см. в подразделе 51-20.



Поз.	К-во слоев	Обозначение	Тип	Примечания
2	2	стеклоткань 8.4548.60	саржевое переплетение 2/2	$\pm 45^\circ$
3	1	углеткань 8.3520.8		$\pm 45^\circ$, 270 мм x 1220 мм.
4	1	стеклоткань 8.4548.60	саржевое переплетение 2/2	$\pm 45^\circ$, 270 мм x 520 мм.
5	3	углеткань 8.3520.8		$\pm 45^\circ$, 80 мм x 270 мм.
6	1	Н 60	жесткий пеноматериал толщиной 3 мм	
8	1	углеткань 8.3520.8		$\pm 45^\circ$, 90 мм x 1670 мм.
9	2	стеклоткань 8.4548.60	саржевое переплетение 2/2	$\pm 45^\circ$, 80 мм x 270 мм.
10	8	углеткань 8.3520.8		$\pm 45^\circ$, 80 мм x 270 мм.
11 - 14	8 для каждой поз.	углеткань 8.3520.8		$\pm 45^\circ$, 20 мм x 70 мм.
15	1	стеклоткань 8.4548.60	саржевое переплетение 2/2	$\pm 45^\circ$

Рисунок 2. Слои ткани в нижней обшивке элерона



Поз.	К-во слоев	Обозначение	Тип	Примечания
2	2	стеклоткань 8.4548.60	саржевое переплетение 2/2	$\pm 45^\circ$
3	1	углеткань 8.3520.8		$\pm 45^\circ$, 300 мм x 1220 мм.
4	1	стеклоткань 8.4548.60	саржевое переплетение 2/2	$\pm 45^\circ$, 300 мм x 480 мм.
5	1	H 60	жесткий пеноматериал толщиной 3 мм	
7	2	углеткань 8.3520.8		$\pm 45^\circ$, 40 мм x 80 мм.
8	1	стеклоткань 8.4548.60	саржевое переплетение 2/2	$\pm 45^\circ$

Рисунок 3. Слои ткани в верхней обшивке элерона

Страница намеренно оставлена пустой

РАЗДЕЛ 61

ВОЗДУШНЫЙ ВИНТ

Страница намеренно оставлена пустой

СОДЕРЖАНИЕ

РАЗДЕЛ 61 ВОЗДУШНЫЙ ВИНТ

1.	Общие сведения	1
----	----------------------	---

Подраздел 61-10

Воздушный винт в сборе

1.	Общие сведения	1
2.	Описание	1
3.	Принцип работы	3

Поиск и устранение неисправностей

1.	Общие сведения	101
----	----------------------	-----

Порядок технического обслуживания

1.	Общие сведения	201
2.	Демонтаж/установка воздушного винта MTV-6-R/190-69	201
3.	Проверка относительного положения лопастей винта	206

Подраздел 61-20

Система управления воздушным винтом

1.	Общие сведения	1
2.	Описание и принцип работы	3

Поиск и устранение неисправностей

1.	Общие сведения	101
----	----------------------	-----

Порядок технического обслуживания

1.	Общие сведения	201
2.	Демонтаж/установка регулятора оборотов воздушного винта	2201

Страница намеренно оставлена пустой

РАЗДЕЛ 61

ВОЗДУШНЫЙ ВИНТ

1. Общие сведения

В данном разделе приводится описание воздушного винта самолета DA 40 NG. Информацию о воздушном винте см. в подразделе 61-10, информацию о системе управления воздушным винтом — в подразделе 61-20. Дополнительную информацию о воздушном винте см. в руководствах изготовителя воздушного винта.

Примечание: Перечень оборудования, сертифицированного для установки на самолете DA 40 NG, приведен в разделе 6.5 Руководства по летной эксплуатации. Установка такого оборудования возможна и должна производиться в соответствии с Руководством по техническому обслуживанию самолета.

Для обозначения всего оборудования, не вошедшего в перечень в разделе 6.5 Руководства по летной эксплуатации, используется термин «Дополнительное оборудование». Установка Дополнительного оборудования является модификацией и должна осуществляться в соответствии с действующими национальными правилами или Эксплуатационным бюллетенем.

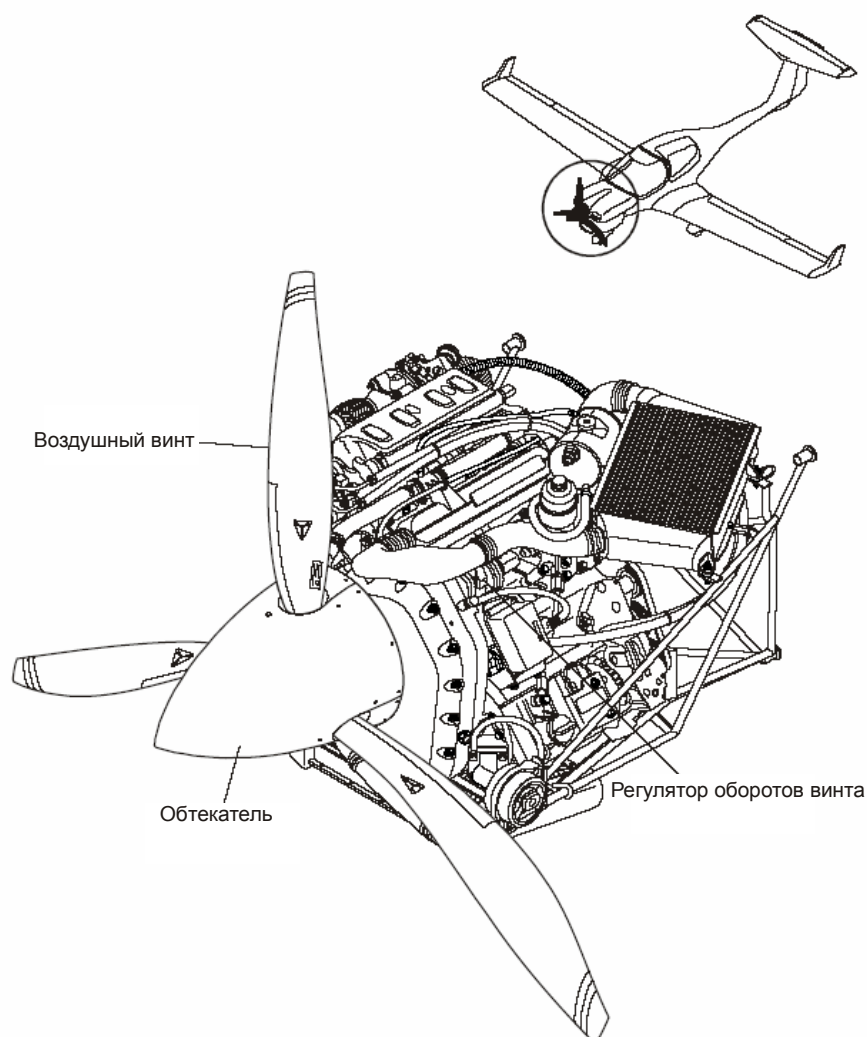


Рисунок 1. Воздушный винт в сборе

Подраздел 61-10

Воздушный винт в сборе

1. Общие сведения

На самолете DA 40 NG установлен воздушный винт изменяемого шага MTV-6-R/190-69. Воздушный винт имеет три лопасти, изготовленные из дерева, имеющие покрытие из стеклопластика и отделочное покрытие из акрилового лака. Внешняя часть передней кромки лопастей защищена от эрозии оковкой из нержавеющей стали, приклеенной к лопасти. Внутренняя часть передней кромки лопасти защищена эластичной самоклеящейся лентой из полиуретана.

В данном подразделе описывается порядок демонтажа и установки воздушного винта, а также проверки относительного положения лопастей винта.

Дополнительную информацию см. в руководствах изготовителя воздушного винта и регулятора оборотов.

2. Описание

Конструкция воздушного винта показана на рисунке 1. На задней поверхности втулки воздушного винта имеется шесть шпилек. Воздушный винт крепится к фланцу редуктора двигателя при помощи шести гаек с шайбами.

К задней стороне втулки шестью болтами крепится задний диск обтекателя. Болты законтрены проволокой. К передней части втулки шестью винтами крепится передний диск обтекателя. Винты также законтрены проволокой. К переднему/заднему диску винтами крепится колпак обтекателя, выполненный из композиционного материала.

При работе двигателя возникают аэродинамические и упругие силы, стремящиеся повернуть лопасть в сторону уменьшения угла установки.

Двигатель имеет электронную систему управления (EECS) с электронным блоком управления двигателем (EECU). Электронный блок управления двигателем обеспечивает управление шагом винта гидравлически через регулятор оборотов. Масло редуктора проходит через регулятор постоянства оборотов, регулируя таким образом давление в механизме изменения шага винта. Давление масла повышается для увеличения и снижается для уменьшения шага лопастей воздушного винта. Масло, регулирующее шаг лопастей воздушного винта, поступает через полую втулку воздушного винта и редуктора.

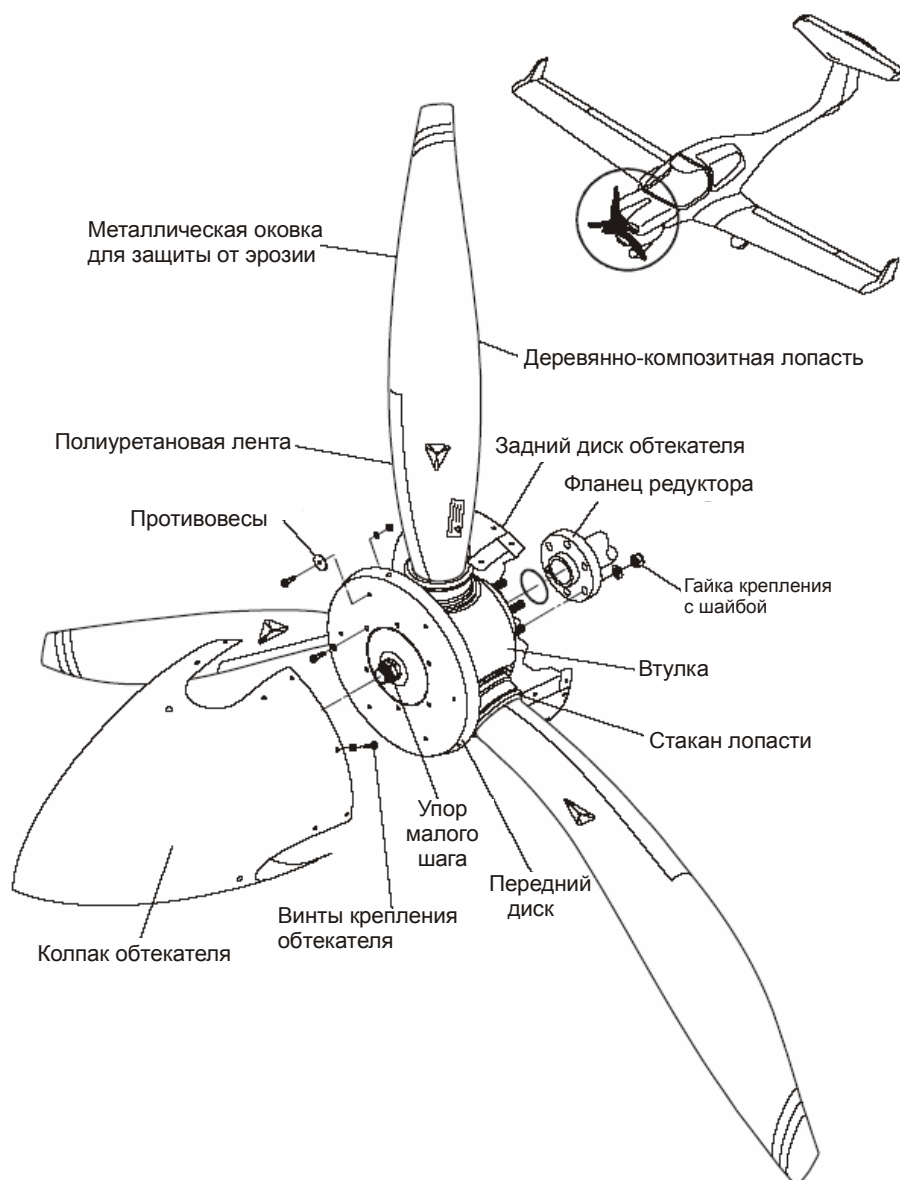


Рисунок 1. Воздушный винт в сборе

3. Принцип работы

При вращении винта возникают аэродинамические и упругие силы, стремящиеся повернуть лопасть в сторону уменьшения угла установки.

Увеличение шага винта осуществляется подачей масла высокого давления. Масло из редуктора двигателя закачивается в регулятор оборотов. Регулятор оборотов регулирует подачу масла в винт в соответствии с требуемым шагом винта.

Система управления шагом воздушного винта встроена в электронную систему управления двигателем (EECS). Регулирование шага винта осуществляется электронным блоком управления двигателем (EECU) автоматически. В зависимости от установки мощности шаг воздушного винта регулируется таким образом, что обеспечивается поддержание заданного числа оборотов (см. рисунок 2).

Для ограничения поворота лопасти в сторону увеличения угла установки предусмотрен регулируемый упор.

При падении давления масла в нормальном полете под действием аэродинамических и упругих сил механизм изменения шага винта устанавливает лопасти винта в положение малого шага.

Кривая уставки частоты вращения воздушного винта



Рисунок 2. Регулирование частоты вращения воздушного винта блоком управления двигателем

Поиск и устранение неисправностей

1. Общие сведения

В следующей таблице перечисляются возможные неисправности воздушного винта. При обнаружении неисправности, указанной в столбце «Неисправность», определить ее причину в столбце «Возможная причина» и выполнить действия по устранению неисправности, описанные в столбце «Способ устранения».

Неисправность	Возможная причина	Способ устранения
Вибрация двигателя.	Разбалансирован воздушный винт.	Осмотреть винт. При обнаружении любого повреждения устранить в соответствии с Руководством владельца (документ изготовителя винта).
	Разбалансирован обтекатель.	Заменить обтекатель.
	Ослабло крепление винта.	Затянуть гайки крепления с установленным усилием. См. Руководство владельца (документ изготовителя). Использовать новые гайки.
	Ослабли винты крепления обтекателя.	Затянуть винты крепления. См. Руководство владельца (документ изготовителя).
	Неправильно отрегулировано относительное положение лопастей.	См. Руководство владельца (документ изготовителя).
Трещины в лопастях.	Превышение числа оборотов двигателя.	См. Руководство владельца (документ изготовителя).
Отверстия/зазубрины/вмятины в лопасти.	Повреждение камнем.	Отремонтировать или заменить винт. См. Руководство владельца (документ изготовителя).

Страница намеренно оставлена пустой

Порядок технического обслуживания

1. Общие сведения

В данном подразделе описывается порядок демонтажа и установки воздушного винта, а также проверки относительного положения лопастей винта.

2. Демонтаж/установка воздушного винта MTV-6-R/190-69

А. Демонтаж воздушного винта

	Операции	Примечания/Ссылки
ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: ПЕРЕД НАЧАЛОМ РАБОТЫ С ВОЗДУШНЫМ ВИНТОМ УБЕДИТЬСЯ, ЧТО ДВИГАТЕЛЬ ОБЕСТОЧЕН. НЕВЫПОЛНЕНИЕ ЭТОГО ТРЕБОВАНИЯ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ТРАВМЕ ИЛИ СМЕРТИ ПРИ ЗАПУСКЕ ДВИГАТЕЛЯ.		
(1)	<p>Убедиться, что соответствующий двигатель обесточен:</p> <ul style="list-style-type: none"> – Установить выключатель ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования) в положение OFF (выкл.). – Установить выключатель ENGINE MASTER (главный выключатель двигателя) в положение OFF (выкл.). – Установить рычаг управления двигателем в положение 0 %. 	
(2)	Отсоединить главную аккумуляторную батарею самолета.	См. подраздел 24-31.
(3)	Снять капот двигателя.	См. подраздел 71-10.
Примечание: Отметить положение винта, обтекателя, переднего и заднего дисков при помощи маркера для упрощения их последующей установки.		
(4)	<p>Снять колпак обтекателя:</p> <ul style="list-style-type: none"> – Отметить взаимное положение колпака обтекателя и заднего диска маркером для упрощения последующей установки. – Ослабить винты крепления колпака обтекателя к заднему диску и снять колпак обтекателя с самолета. 	См. рисунок 3.

	Операции	Примечания/Ссылки
(5)	Отвинтить и убрать гайки и шайбы крепления винта к фланцу вала винта.	Удерживать винт!
(6)	Потянув винт вперед, снять его с фланца вала.	
(7)	Открытые концы маслопроводов закрыть заглушками.	

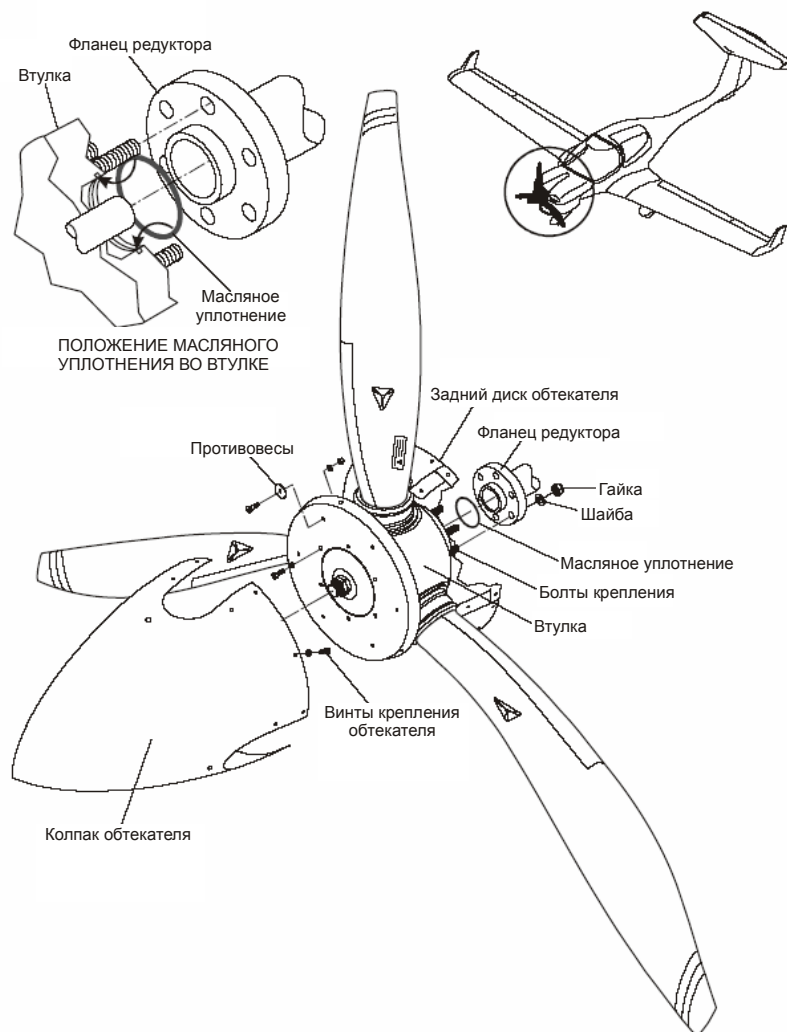


Рисунок 3. Установка воздушного винта

В. Установка воздушного винта

	Операции	Примечания/Ссылки
ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: ПЕРЕД НАЧАЛОМ РАБОТЫ С ВОЗДУШНЫМ ВИНТОМ УБЕДИТЬСЯ, ЧТО ДВИГАТЕЛЬ ОБЕСТОЧЕН. НЕВЫПОЛНЕНИЕ ЭТОГО ТРЕБОВАНИЯ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ТРАВМЕ ИЛИ СМЕРТИ ПРИ ЗАПУСКЕ ДВИГАТЕЛЯ.		
(1)	<p>Убедиться, что соответствующий двигатель обесточен:</p> <ul style="list-style-type: none"> – Установить выключатель ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования) в положение OFF (выкл.). – Установить выключатель ENGINE MASTER (главный выключатель двигателя) в положение OFF (выкл.). – Установить рычаг управления двигателем в положение 0 %. 	
(2)	Убедиться, что аккумуляторная батарея самолета отсоединена.	
(3)	Убедиться, что фланец вала винта и фланец винта чистые и сухие.	
(4)	Убрать заглушки с втулки воздушного винта и редуктора.	
(5)	Убедиться, что во втулку винта установлено новое маслоуплотнительное кольцо. Слегка смазать уплотнение.	См. рисунок 3. Использовать чистое масло редуктора.
(6)	Установить винт на фланец редуктора.	Не допускать повреждения уплотнительного кольца винта.
Примечание: Винт в необходимое положение установить рукой. Не допускается установка винта в необходимое положение затягиванием гаек.		
(7)	Установить 6 шайб и гаек.	
(8)	После установки винта в необходимое положение полностью затянуть соединения, поочередно затягивая противоположные друг другу гайки.	См. документ «Воздушный винт mt-Propeller. Руководство по установке и эксплуатации» (последняя редакция).
(9)	Проверить уровень масла в редукторе, при необходимости долить масло.	См. подраздел 12-10.
(10)	Проверить относительное положение лопастей.	См. п. 3.

	Операции	Примечания/Ссылки
(11)	<p>Установить колпак обтекателя:</p> <ul style="list-style-type: none"> – Установить пластмассовые шайбы и винты крепления колпака обтекателя к заднему диску, не затягивая винты. – Затянуть все винты крепления. 	<p>Совместить нанесенные маркером метки.</p> <p>См. документ «Воздушный винт mt-Propeller. Руководство по установке и эксплуатации» (последняя редакция).</p>
(12)	Установить капоты двигателя.	См. подраздел 71-10.
(13)	Выполнить опробование двигателя. Проверить работу винта.	См. подраздел 71-00.
(14)	Проверить на наличие утечек масла.	
(15)	Проверить уровень масла в редукторе, при необходимости долить масло.	См. подраздел 12-10.

3. Проверка относительного положения лопастей винта**А. Оборудование**

Наименование	Количество	Шифр
Стенд для проверки относительного положения лопастей винта.	1	Серийная продукция.

В. Порядок действий

	Операции	Примечания/Ссылки
ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: ПЕРЕД НАЧАЛОМ РАБОТЫ С ВОЗДУШНЫМ ВИНТОМ УБЕДИТЬСЯ, ЧТО ДВИГАТЕЛЬ ОБЕСТОЧЕН. НЕВЫПОЛНЕНИЕ ЭТОГО ТРЕБОВАНИЯ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ТРАВМЕ ИЛИ СМЕРТИ ПРИ ЗАПУСКЕ ДВИГАТЕЛЯ.		
(1)	Убедиться, что соответствующий двигатель обесточен: <ul style="list-style-type: none"> – Установить выключатель ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования) в положение OFF (выкл.). – Установить выключатель ENGINE MASTER (главный выключатель двигателя) в положение OFF (выкл.). – Установить рычаг управления двигателем в положение 0 %. 	
(2)	Отсоединить главную аккумуляторную батарею самолета.	См. подраздел 24-31.
(3)	Установить стенд за винтом, относительное положение лопастей которого необходимо проверить.	Не сдвигать стенд в ходе проверки.
(4)	Повернув винт назад, совместить лопасть со стендом.	
(5)	Измерить расстояние от стенда до лопасти.	Измерять расстояние от стенда до точки на задней кромке лопасти, на 10 см (4 дюйма) отстоящей от законцовки лопасти.
(6)	Выполнить операции 3 - 4 для других лопастей и записать измеренные значения.	
(7)	Разность между значениями для разных лопастей не должна превышать 3 мм (1/8 дюйма).	

Подраздел 61-20

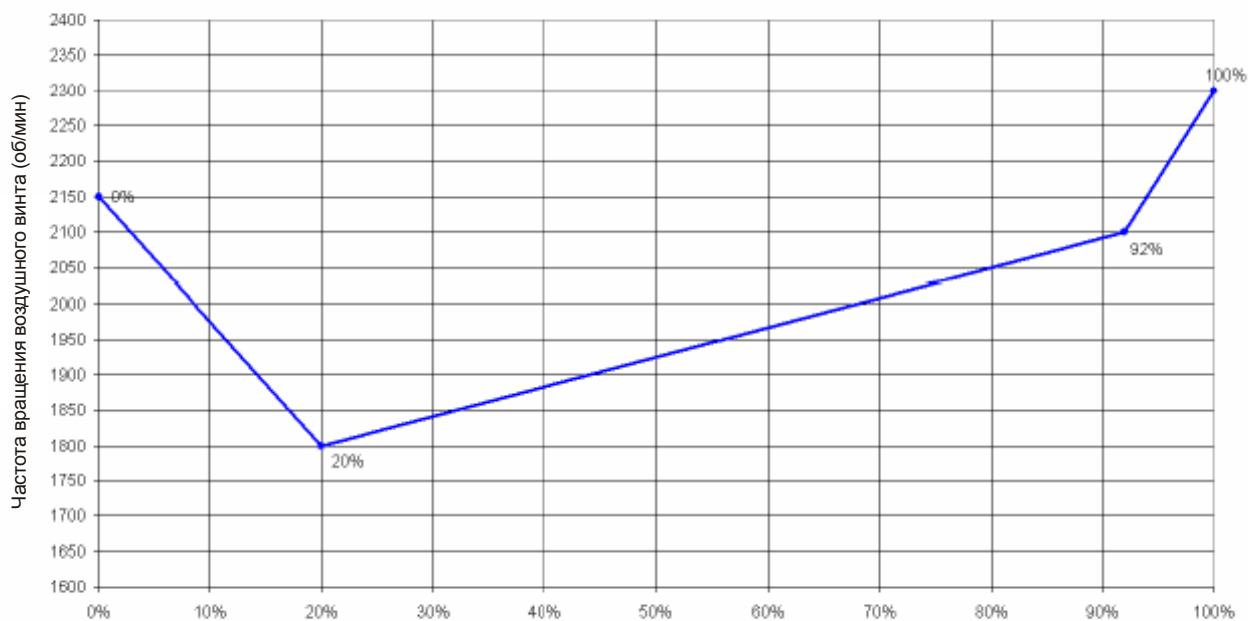
Система управления воздушным винтом

1. Общие сведения

На самолете DA 40 NG установлен воздушный винт изменяемого шага MTV-6-R/190-69 с установленным на двигателе регулятором постоянства оборотов P-853-16. Управление регулятором постоянства оборотов осуществляет электронная система управления двигателем (EECS). Регулятор постоянства оборотов регулирует угол установки лопастей воздушного винта (шаг винта).

Дополнительную информацию о регуляторе постоянства оборотов см. в документе «Воздушный винт mt-Propeller. Руководство по установке и эксплуатации» (последняя редакция).

Кривая уставки частоты вращения воздушного винта



Положение рычага управления двигателем (%)

Рисунок 1. Регулирование частоты вращения воздушного винта системой электронного управления двигателем

2. Описание и принцип работы

На самолете DA 40 NG установлен воздушный винт изменяемого шага MTV-6-R/190-69. При вращении винта возникают аэродинамические и упругие силы, стремящиеся повернуть лопасть в сторону уменьшения угла установки. Увеличение угла установки лопасти (шага винта) осуществляется подачей в винт масла под давлением.

Управление регулятором постоянства оборотов осуществляют электронные блоки управления двигателем (EECU). Пилот управляет всеми параметрами двигателя при помощи единственного рычага управления двигателем. Угол установки лопастей винта регулируется автоматически в зависимости от положения рычага управления двигателем. Зависимость частоты вращения воздушного винта от нагрузки, определяемая электронным блоком управления двигателем, показана на рисунке 1.

Аналогично другим системам постоянства оборотов, электронный блок управления двигателем определяет параметры работы двигателя и на основании этих данных дает регулятору оборотов команду установить необходимый шаг винта, изменяя давление масла. В зависимости от установки мощности шаг воздушного винта регулируется таким образом, что обеспечивается поддержание заданного числа оборотов (см. рисунок 1).

Принципиальная схема системы управления воздушным винтом показана на рисунке 2.

Давление масла в регуляторе составляет приблизительно 7 бар (100 фунт/кв. дюйм). При чрезмерном повышении числа оборотов двигателя РПО приводит в действие управляющий клапан, открывая подачу масла во втулку воздушного винта, что ведет к увеличению шага винта и уменьшению числа оборотов.

При чрезмерном уменьшении числа оборотов двигателя регулятор выпускает масло из втулки винта. При этом поршень сдвигается назад, что ведет к уменьшению угла установки лопастей и увеличению числа оборотов двигателя.

Дополнительную информацию о принципе работы регулятора см. в документе «Воздушный винт mt-Propeller. Руководство по установке и эксплуатации» (последняя редакция).

При нормальной работе выход лопастей за заданный угол ограничивается упором большого шага. При отказе двигателя или падении давления масла в полете под действием аэродинамических и упругих сил угол установки лопастей уменьшается, что обеспечивает возможность вращения воздушного винта.

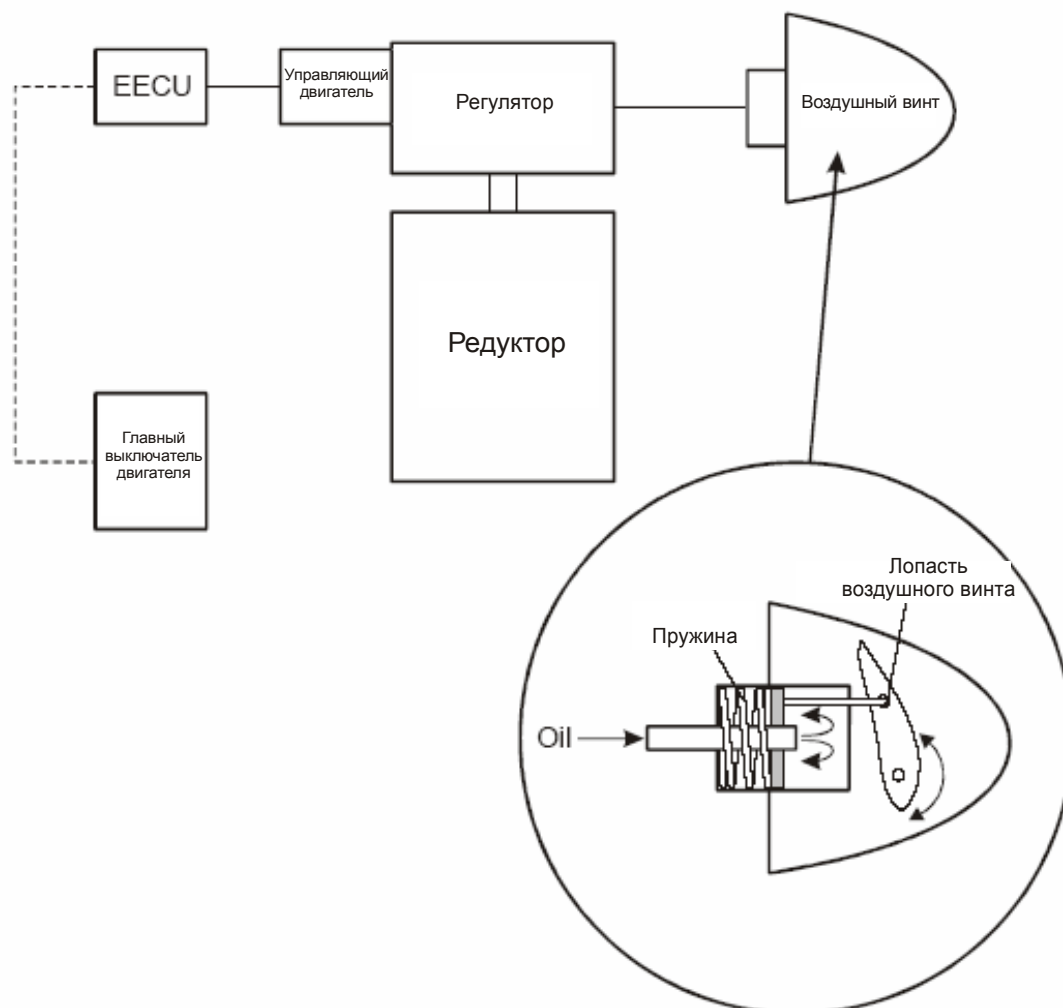


Рисунок 2. Принципиальная схема системы управления воздушным винтом

Углы установки лопастей воздушного винта:

- | | | |
|----------------|--------------------------------|--------------|
| – Малый шаг: | $14,5^{\circ} \pm 0,2^{\circ}$ | (при 0,75 R) |
| – Большой шаг: | $35^{\circ} \pm 1^{\circ}$ | (при 0,75 R) |

Технические характеристики регулятора:

- | | |
|--|-----------------------------|
| – Предназначен для установки на самолете: | DA 40 NG |
| – Предназначен для использования с двигателем: | Austro Engine E4A |
| – Макс. частота вращения: | 2680 об/мин \pm 10 об/мин |
| – Мин. частота вращения: | 2400 об/мин \pm 20 об/мин |
| – Направление вращения: | левое |
| – Положение крышки регулятора: | 355° |

Страница намеренно оставлена пустой

Поиск и устранение неисправностей

1. Общие сведения

В следующей таблице перечисляются возможные неисправности системы управления воздушным винтом. При обнаружении неисправности, указанной в столбце «Неисправность», определить ее причину в столбце «Возможная причина» и выполнить действия по устранению неисправности, описанные в столбце «Способ устранения».

Неисправность	Возможная причина	Способ устранения
Колебания частоты вращения воздушного винта.	Низкий уровень масла в редукторе двигателя.	Дозаправить маслом редуктор двигателя. См. раздел 72.
	Загрязнение масла редуктора двигателя.	Заменить масло редуктора двигателя. См. раздел 72.
	Электрическая связь между электронным блоком управления двигателем (EECU) и регулятором.	Проверить на обрыв проводку между блоком управления двигателем и регулятором. Отремонтировать или заменить неисправную проводку. Монтажные схемы см. в разделе 92.
	Неисправность регулятора.	Заменить регулятор.

Страница намеренно оставлена пустой

Порядок технического обслуживания

1. Общие сведения

В данном подразделе описывается порядок демонтажа, установки, проверки и регулировки регулятора.

2. Демонтаж/установка регулятора оборотов воздушного винта

А. Демонтаж регулятора оборотов воздушного винта

	Операции	Примечания/Ссылки
ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: ПЕРЕД НАЧАЛОМ РАБОТЫ С ВОЗДУШНЫМ ВИНТОМ УБЕДИТЬСЯ, ЧТО ДВИГАТЕЛЬ ОБЕСТОЧЕН. НЕВЫПОЛНЕНИЕ ЭТОГО ТРЕБОВАНИЯ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ТРАВМЕ ИЛИ СМЕРТИ ПРИ ЗАПУСКЕ ДВИГАТЕЛЯ.		
(1)	<p>Убедиться, что соответствующий двигатель обесточен:</p> <ul style="list-style-type: none"> – Установить выключатель ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования) в положение OFF (выкл.). – Установить выключатель ENGINE MASTER (главный выключатель двигателя) в положение OFF (выкл.). – Установить рычаг управления двигателем в положение 0%. 	
(2)	Отсоединить главную аккумуляторную батарею самолета.	См. подраздел 24-31.
(3)	Снять капоты двигателя.	См. подраздел 71-10.
(4)	Отсоединить от регулятора разъем кабеля GOV (регулятор).	См. Руководство по техническому обслуживанию двигателя АЕ (последняя редакция), подраздел 71-50-05.
(5)	Ослабить четыре гайки крепления регулятора к редуктору и снять регулятор с редуктора.	Для сбора вытекающего из регулятора небольшого количества масла использовать подходящую емкость.
(6)	Убрать и выбросить прокладку.	
(7)	Закрыть установочную часть регулятора и монтажную поверхность регулятора.	

В. Установка регулятора оборотов воздушного винта

Примечание: Запрещается регулировать частоту вращения воздушного винта.

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Сравнить записи в журнале регулятора с данными, указанными в подразделе 61-20, стр. 5.	
(2)	Установить регулятор и прокладку на место на редукторе.	Использовать новую прокладку. Проверить направление установки.
(3)	Установить четыре шайбы и гайки крепления регулятора к редуктору.	См. документ «Воздушный винт mt-Propeller. Руководство по установке и эксплуатации» (последняя редакция). Использовать новые самоконтрящиеся гайки.
(4)	Подключить разъем кабеля управления воздушным винтом GOV (регулятор) к регулятору.	См. Руководство по техническому обслуживанию двигателя AE (последняя редакция).
(5)	Установить капот двигателя.	См. подраздел 71-10.
(6)	Подключить главную аккумуляторную батарею самолета.	См. подраздел 24-31.
(7)	Выполнить наземное опробование двигателя.	
(8)	Проверить на наличие утечек масла.	
(9)	Проверить уровень масла в редукторе.	См. подраздел 12-10.

РАЗДЕЛ 71

СИЛОВАЯ УСТАНОВКА

Страница намеренно оставлена пустой

СОДЕРЖАНИЕ

РАЗДЕЛ 71 СИЛОВАЯ УСТАНОВКА

1.	Общие сведения	1
2.	Описание и принцип работы	3
3.	Технические характеристики двигателя.....	4
Поиск и устранение неисправностей		
1.	Общие сведения	101
Порядок технического обслуживания		
1.	Общие сведения	201
2.	Демонтаж/установка двигателя	202
3.	Опробование двигателя. Общий порядок.....	212
Подраздел 71-10		
Капот двигателя		
1.	Общие сведения	1
2.	Описание	1
Поиск и устранение неисправностей		
1.	Общие сведения	101
Порядок технического обслуживания		
1.	Общие сведения	201
2.	Снятие/установка капотов двигателя.....	201
3.	Мойка и окраска	203

Подраздел 71-20**Моторная рама**

1. Общие сведения	1
-------------------------	---

Поиск и устранение неисправностей

1. Общие сведения	101
-------------------------	-----

Порядок технического обслуживания

1. Общие сведения	201
2. Демонтаж/установка моторной рамы (без установленного двигателя).....	201

Подраздел 71-50**Электрические кабели в двигательном отсеке**

1. Общие сведения	1
-------------------------	---

Подраздел 71-60**Воздухозаборники**

1. Общие сведения	1
2. Описание	4
3. Принцип работы	4

Поиск и устранение неисправностей

1. Общие сведения	101
-------------------------	-----

Порядок технического обслуживания

1. Общие сведения	201
2. Демонтаж/установка воздушного фильтра	201
3. Демонтаж/установка клапана подачи воздуха из резервного источника	203
4. Демонтаж/установка троса управления клапаном подачи воздуха из резервного источника	205
5. Регулировка троса управления клапаном подачи воздуха из резервного источника	209

Подраздел 71-70

Система дренажа двигательного отсека

1.	Общие сведения	1
2.	Описание	1

Порядок технического обслуживания

1.	Общие сведения	201
2.	Демонтаж/установка шланга суфлирования масляного сепаратора	201

Страница намеренно оставлена пустой

РАЗДЕЛ 71

СИЛОВАЯ УСТАНОВКА

1. Общие сведения

В данном разделе приводится описание силовой установки самолета DA 40 NG и описывается порядок ее демонтажа и установки.

Порядок опробования двигателя после установки см. также в Руководстве по эксплуатации двигателя E4-A. Порядок пуска и остановки двигателя см. в Руководстве по летной эксплуатации самолета DA 40 NG. Информацию о версиях встроенного программного обеспечения см. в соответствующем Эксплуатационном бюллетене DA1.

Информацию о других системах двигателя см. в следующих разделах:

- Раздел 72. Двигатель. Информацию о двигателе см. в Руководстве по эксплуатации двигателя AE (последняя редакция).
- Раздел 73. Система подачи и регулирования топлива. Информацию о системе впрыска топлива см. в Руководстве по эксплуатации двигателя AE (последняя редакция).
- Раздел 76. Система управления двигателем.
- Раздел 77. Система индикации параметров двигателя.
- Раздел 78. Выхлопная система.
- Раздел 79. Маслосистема. Информацию о маслосистеме двигателя см. в Руководстве по эксплуатации двигателя AE (последняя редакция).
- Раздел 80. Принцип работы и установка системы запуска. Информацию о стартере см. в Руководстве по эксплуатации двигателя AE (последняя редакция).
- Раздел 81. Система турбонаддува.

Примечание:

Перечень оборудования, сертифицированного для установки на самолете DA 40 NG, приведен в разделе 6.5 Руководства по летной эксплуатации. Установка такого оборудования возможна и должна производиться в соответствии с Руководством по технической эксплуатации самолета.

Для обозначения всего оборудования, не вошедшего в перечень в разделе 6.5 Руководства по летной эксплуатации, используется термин «Дополнительное оборудование». Установка Дополнительного оборудования является модификацией и должна осуществляться в соответствии с действующими национальными правилами или Эксплуатационным бюллетенем.

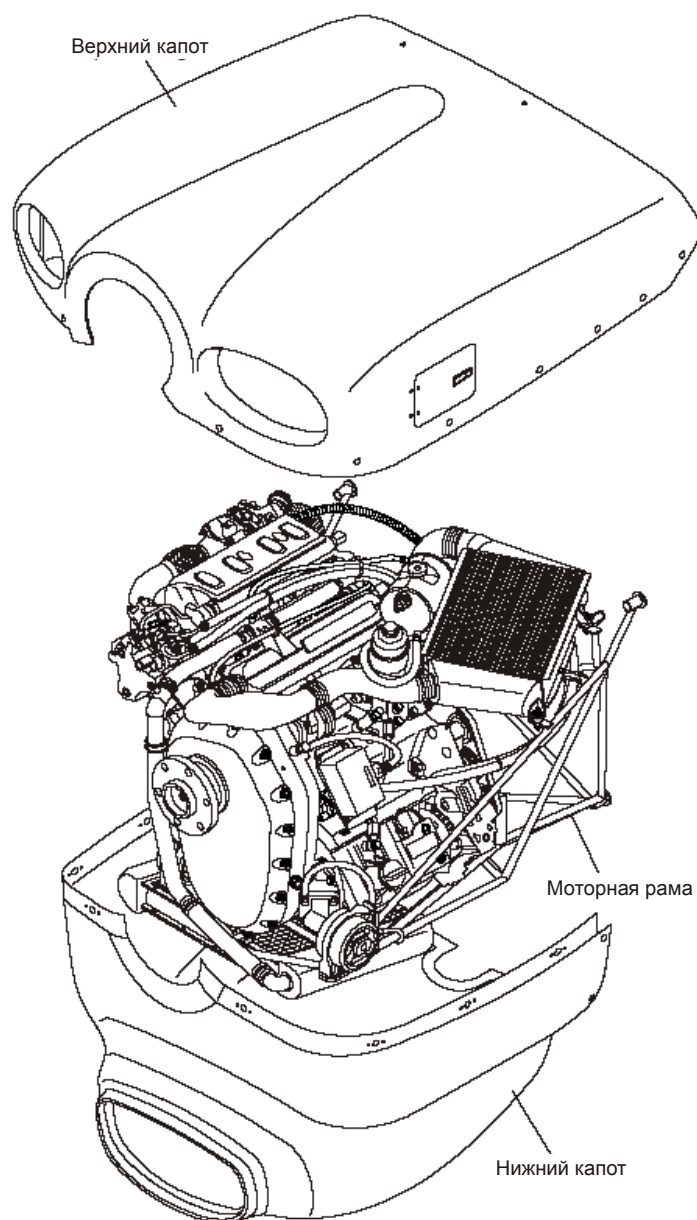


Рисунок 1. Силовая установка

2. Описание и принцип работы

На самолете DA 40 NG установлен двигатель Austro Engine E4-A. Двигатель Austro Engine E4-A представляет собой рядный четырехцилиндровый четырехтактный двигатель с двумя верхними распределительными валами (DOHC), с жидкостным охлаждением, с четырьмя клапанами на цилиндр. Клапаны приводятся в действие толкателями. Двигатель оснащен системой непосредственного впрыска топлива с общей топливной рампой, турбокомпрессором и промежуточным охладителем.

Воздушный винт приводится во вращение через редуктор с регулятором оборотов воздушного винта. Управление регулятором осуществляют блоки управления двигателем. Для управления всеми элементами двигателя используется электронный блок управления двигателем (EECU).

Силовая установка защищена верхним и нижним капотами двигателя. Капоты соединяются друг с другом и с элементами планера быстросъемными замками Camloc.

В нижнем капоте расположены воздухозаборники охлаждения двигателя и воздуха двигателя. В верхнем капоте имеются воздухозаборники обогрева кабины, охлаждения редуктора и промежуточного охладителя.

Моторная рама крепится в пяти местах к противопожарной перегородке. Двигатель установлен на моторную раму на четырех маслозаполненных резиновых элементах (амортизаторах).

Через противопожарную перегородку проходит жгут проводов, соединяющий двигатель с блоками управления и обеспечивающий подачу электропитания на датчики двигателя. Напряжение электропитания в электрическую систему самолета подается по электрическим кабелям от главной аккумуляторной батареи или генератора.

3. Технические характеристики двигателя

Примечание: Двигатель приводит во вращение воздушный винт через редуктор. Все значения частоты вращения вала двигателя указаны по частоте вращения воздушного винта.

Технические характеристики двигателя АЕ Е4-А	
Изготовитель двигателя.	Austro Engine GmbH.
Модель двигателя.	E4-A.
Эксплуатационные ограничения по двигателю: <ul style="list-style-type: none">– Максимальная взлетная мощность.– Номинальная мощность.– Заброс оборотов (в течение не более 20 с).	123,5 кВт (165,6 л.с. (DIN)) при 2300 об/мин. 114,0 кВт (152,9 л.с. (DIN)) при 2100 об/мин. 2500 об/мин.
Давление масла:	См. Руководство по летной эксплуатации.
Температура масла:	См. Руководство по летной эксплуатации.
Расход масла: <ul style="list-style-type: none">– Максимальный.	0,1 л/ч (0,11 ам. кварт/ч).
Количество масла:	См. Руководство по летной эксплуатации.
Температура охлаждающей жидкости:	См. Руководство по летной эксплуатации.
Расход топлива:	См. Руководство по летной эксплуатации.
Объем масла в редукторе:	2,1 л (2,22 ам. кварт).
Масса двигателя (нетто):	185 кг (407,9 фунта).
Марка топлива:	См. Руководство по летной эксплуатации.
Масло маслосистемы двигателя:	См. Руководство по летной эксплуатации.
Охлаждающая жидкость:	См. Руководство по летной эксплуатации.
Масло редуктора:	См. Руководство по летной эксплуатации.

Поиск и устранение неисправностей

1. Общие сведения

В следующей таблице перечисляются возможные неисправности силовой установки. Информация о поиске и устранении неисправностей двигателя и систем двигателя НЕ ПРИВОДИТСЯ. Информацию о поиске и устранении неисправностей двигателя и систем двигателя см. в Руководстве по эксплуатации двигателя АЕ (последняя редакция) или в Руководстве по технической эксплуатации двигателя АЕ (последняя редакция).

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: ПРИ ПОИСКЕ И УСТРАНЕНИИ НЕИСПРАВНОСТЕЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ СОБЛЮДАТЬ ОСТОРОЖНОСТЬ. ЗАПУСК НЕИСПРАВНОГО ДВИГАТЕЛЯ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ЕЩЕ БОЛЬШЕМУ ПОВРЕЖДЕНИЮ ДВИГАТЕЛЯ И ТРАВМАМ.

При обнаружении неисправности, указанной в столбце «Неисправность», определить ее причину в столбце «Возможная причина» и выполнить действия по устранению неисправности, описанные в столбце «Способ устранения».

Неисправность	Возможная причина	Способ устранения
Вибрация двигателя.	Повреждены амортизаторы. Разбалансирован воздушный винт. В двигателе работают только 3 топливных форсунки.	Заменить амортизаторы. Выполнить балансировку воздушного винта. Обратиться к изготовителю двигателя.
Двигатель не развивает полную мощность.	Засорен воздухозаборник двигателя. Засорен воздушный фильтр. Характеристики сигнала датчика вне установленных пределов.	Осмотреть воздухозаборник. Осмотреть/заменить воздушный фильтр. Измерить параметры двигателя АЕ при помощи портативного компьютера через интерфейс CAN. См. Руководство по технической эксплуатации двигателя АЕ (последняя редакция).

Страница намеренно оставлена пустой

Порядок технического обслуживания

1. Общие сведения

В данном подразделе описывается порядок демонтажа и установки двигателя.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: НЕ ДОПУСКАЕТСЯ НАХОЖДЕНИЕ В ОПАСНОЙ ЗОНЕ ВОЗДУШНОГО ВИНТА. НЕВЫПОЛНЕНИЕ ЭТОГО ТРЕБОВАНИЯ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ТРАВМЕ ИЛИ СМЕРТИ ПРИ ЗАПУСКЕ ДВИГАТЕЛЯ.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: ПЕРЕД ПРОВОРАЧИВАНИЕМ ВОЗДУШНОГО ВИНТА УБЕДИТЬСЯ, ЧТО ДВИГАТЕЛЬ ОБЕСТОЧЕН. ОТСОЕДИНИТЬ БАТАРЕЮ.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: ЗАПРЕЩАЕТСЯ НАХОЖДЕНИЕ ПОД ДВИГАТЕЛЕМ, ПОДНЯТЫМ ПРИ ПОМОЩИ ТАЛИ. ЭТО МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ТРАВМЕ ИЛИ СМЕРТИ В СЛУЧАЕ ОТКАЗА ТАЛИ.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: НЕ ДОПУСКАТЬ ПОПАДАНИЯ НА КОЖУ МАСЛА МАСЛОСИСТЕМЫ ДВИГАТЕЛЯ, МАСЛА РЕДУКТОРА И ОХЛАЖДАЮЩЕЙ ЖИДКОСТИ. ЭТО МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К РАЗВИТИЮ КОЖНЫХ ЗАБОЛЕВАНИЙ.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: НЕ ДОПУСКАТЬ ПОПАДАНИЯ ТОПЛИВА НА КОЖУ. ПОПАДАНИЕ ТОПЛИВА НА КОЖУ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К РАЗВИТИЮ КОЖНЫХ ЗАБОЛЕВАНИЙ. НЕ ДОПУСКАЕТСЯ НАХОЖДЕНИЕ ИСКР И ПЛАМЕНИ РЯДОМ С ТОПЛИВОМ. ТОПЛИВО ОБЛАДАЕТ ВЫСОКОЙ ГОРЮЧЕСТЬЮ. ВОЗГОРАНИЕ ТОПЛИВА МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ТРАВМАМ И ПОВРЕЖДЕНИЮ ОБОРУДОВАНИЯ.

ВНИМАНИЕ: ПРИ ДЕМОНТАЖЕ ДВИГАТЕЛЯ ЗАКРЫВАТЬ ОТВЕРСТИЯ И ТРУБОПРОВОДЫ ДВИГАТЕЛЯ ЗАГЛУШКАМИ. НЕВЫПОЛНЕНИЕ ЭТОГО ТРЕБОВАНИЯ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ЗАСОРЕНИЮ ОТВЕРСТИЙ И ТРУБОПРОВОДОВ ДВИГАТЕЛЯ, НАРУШЕНИЮ РАБОТЫ СИСТЕМ САМОЛЕТА И ВЫХОДУ ДВИГАТЕЛЯ ИЗ СТРОЯ.

2. Демонтаж/установка двигателя**А. Оборудование**

Наименование	Количество	Шифр
Таль для подъема двигателя.	1	Серийная продукция.
Стропа для подъема двигателя.	1	Серийная продукция.
Опора для хвостовой части фюзеляжа.	1	Серийная продукция.
Такелажные узлы.	3	Входят в комплект поставки двигателя.

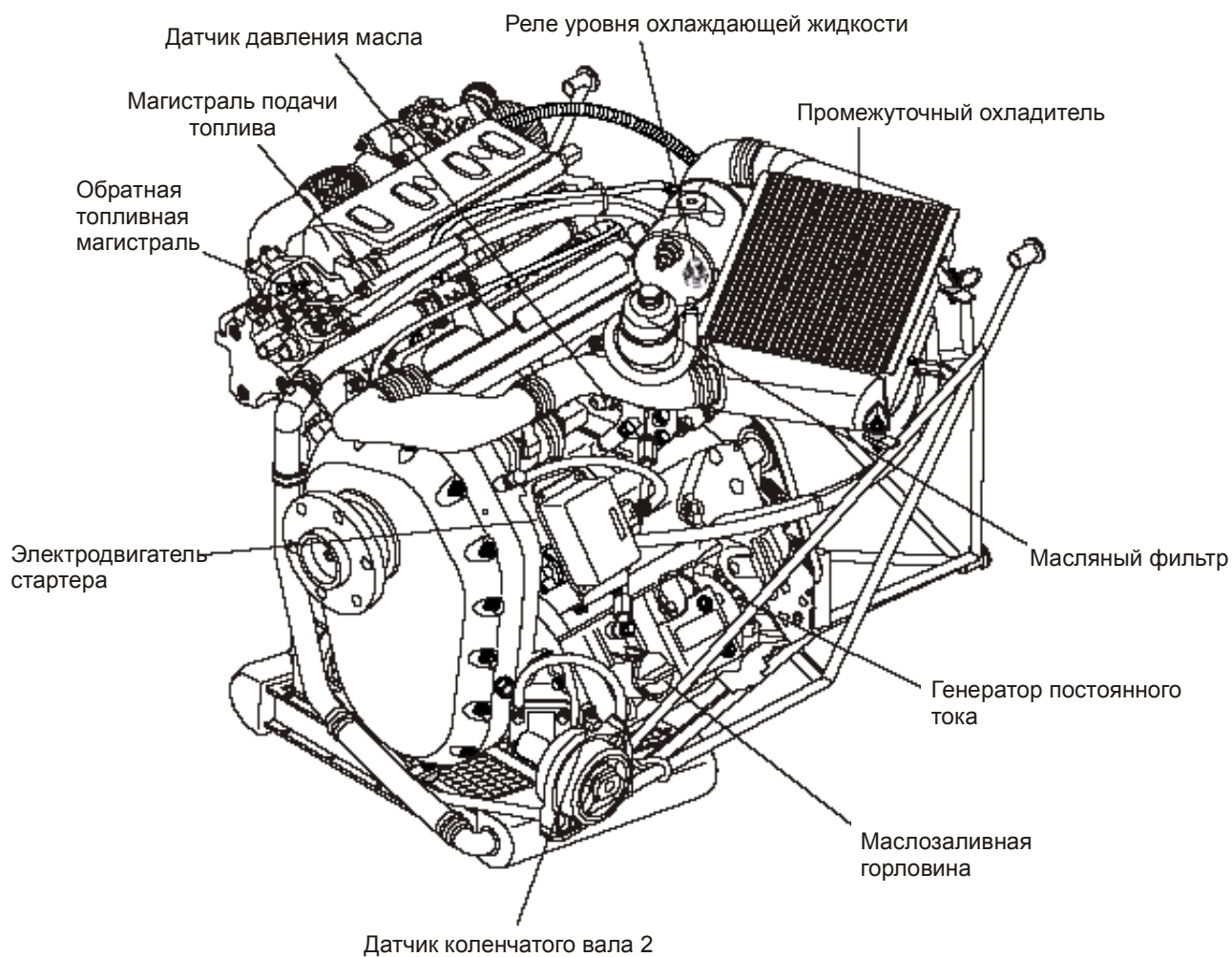


Рисунок 2. Датчики двигателя

В. Демонтаж двигателя без жгута проводов

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Записать данные электронного блока управления двигателем и отправить их по электронной почте в компанию Austro Engine GmbH. См. Руководство по технической эксплуатации двигателя АЕ (последняя редакция).	См. подраздел 72-00.
ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: ПЕРЕД НАЧАЛОМ РАБОТЫ С ВОЗДУШНЫМ ВИНТОМ УБЕДИТЬСЯ, ЧТО ДВИГАТЕЛЬ ОБЕСТОЧЕН. НЕВЫПОЛНЕНИЕ ЭТОГО ТРЕБОВАНИЯ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ТРАВМЕ ИЛИ СМЕРТИ ПРИ ЗАПУСКЕ ДВИГАТЕЛЯ.		
(2)	Установить переключатель подачи топлива двигателя в положение OFF (выкл.).	
(3)	Убедиться, что двигатель обесточен: <ul style="list-style-type: none"> – Установить выключатель ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования) в положение OFF (выкл.). – Установить выключатель ENGINE MASTER (главный выключатель двигателя) в положение OFF (выкл.). – Установить рычаг управления двигателем в положение 0 %. 	
(4)	Отсоединить главную аккумуляторную батарею самолета.	См. подраздел 24-31.
(5)	Снять капот двигателя.	См. подраздел 71-10.
(6)	Снять воздушный винт.	См. подраздел 61-10.
(7)	Слить охлаждающую жидкость.	См. подраздел 75-00.
(8)	Слить масло маслосистемы двигателя.	См. Руководство по технической эксплуатации двигателя АЕ (последняя редакция).
(9)	Слить масло редуктора.	См. Руководство по технической эксплуатации двигателя АЕ (последняя редакция).
(10)	Отсоединить шланг, соединяющий клапан подачи воздуха из резервного источника с турбокомпрессором.	
(11)	Снять промежуточный охладитель с баком охлаждающей жидкости.	См. подраздел 75-00.
(12)	Отсоединить шланги охлаждающей жидкости от радиатора охлаждающей жидкости: <ul style="list-style-type: none"> – Снять 8 червячных хомутов. – Снять шланги. – Отсоединить переднюю трубку охлаждения. 	См. подраздел 75-00. 4 шт. на каждом шланге.

	Операции	Примечания/Ссылки
(13)	Отсоединить шланги охлаждающей жидкости от радиатора обогрева:	См. подраздел 75-00.
(14)	Отсоединить магистраль суфлирования.	
(15)	Отсоединить от генератора электрические кабели: <ul style="list-style-type: none"> – Убрать все хомуты и стяжки крепления кабелей к двигателю. 	
(16)	Отсоединить электрические кабели от пускового двигателя: <ul style="list-style-type: none"> – Отсоединить от электромагнитного клапана два кабеля управления. – Отсоединить от электромагнитного клапана главный кабель электропитания. – Убрать все хомуты и стяжки крепления кабелей к двигателю. 	Не убирать хомуты и стяжки крепления к моторной раме.
(17)	Отсоединить все электрические кабели (свечей накаливания, форсунок и т.д.).	См. Руководство по технической эксплуатации двигателя АЕ (последняя редакция).
(18)	Снять шланг, соединяющий выпускное отверстие турбокомпрессора с промежуточным охладителем: <ul style="list-style-type: none"> – Снять 4 червячных хомута. – Снять шланг. 	См. подраздел 73-00.
(19)	Снять выхлопную трубу.	См. подраздел 78-00.
(20)	Снять хомуты и стяжки крепления жгута проводов двигателя к моторной раме. Снять жгут проводов с двигателя.	
(21)	Отсоединить шланг магистрали подачи топлива и снять монтажный кронштейн топливной магистрали.	От топливного насоса высокого давления.
(22)	Отсоединить шланг обратной топливной магистрали.	За регулятором давления в топливной рампе.
(23)	Отсоединить от двигателя провода металлизации (рядом с каждым амортизатором двигателя).	
(24)	Установить опору под хвостовую часть фюзеляжа самолета.	Использовать опору для хвостовой части фюзеляжа. См. подраздел 07-10.

	Операции	Примечания/Ссылки
(25)	Снять монтажный кронштейн: – Отвинтить три болта с правой верхней стороны редуктора и корпуса двигателя.	
(26)	Установить такелажные узлы.	См. Руководство по установке двигателя АЕ (последняя редакция).
(27)	Прикрепить стропу к двигателю. Прикрепить стропу к тали.	Точки подъема расположены в следующих местах: – С передней правой стороны от головки блока цилиндров. – С задней левой стороны от головки блока цилиндров, рядом с насосом охлаждающей жидкости. – С задней правой стороны к кронштейну генератора. См. Руководство по установке двигателя АЕ (последняя редакция).
(28)	Подвесить двигатель на тали.	
(29)	Отвинтить и убрать гайки, болты и шайбы крепления опорных кронштейнов двигателя к моторной раме.	
(30)	Снять с двигателя предохранительный трос.	
(31)	Немного поднять двигатель, слегка повернуть его направо, одновременно продвинув вперед, и снять его с моторной рамы.	Не допускать удара двигателя о моторную раму.
(32)	Снять с двигателя монтажные кронштейны.	
(33)	Прикрепить к двигателю транспортировочную опору.	См. Руководство по установке двигателя АЕ (последняя редакция).
(34)	Открытые отверстия двигателя и труб закрыть заглушками.	
(35)	Подготовить двигатель к транспортировке.	Записать общую наработку с момента проведения капитального ремонта (в часах) и причину демонтажа.
(36)	Очистить противопожарную перегородку и моторную раму.	
(37)	Осмотреть моторную раму на наличие трещин и признаков коррозии.	
(38)	Проверить срок службы шлангов, при необходимости заменить шланги.	

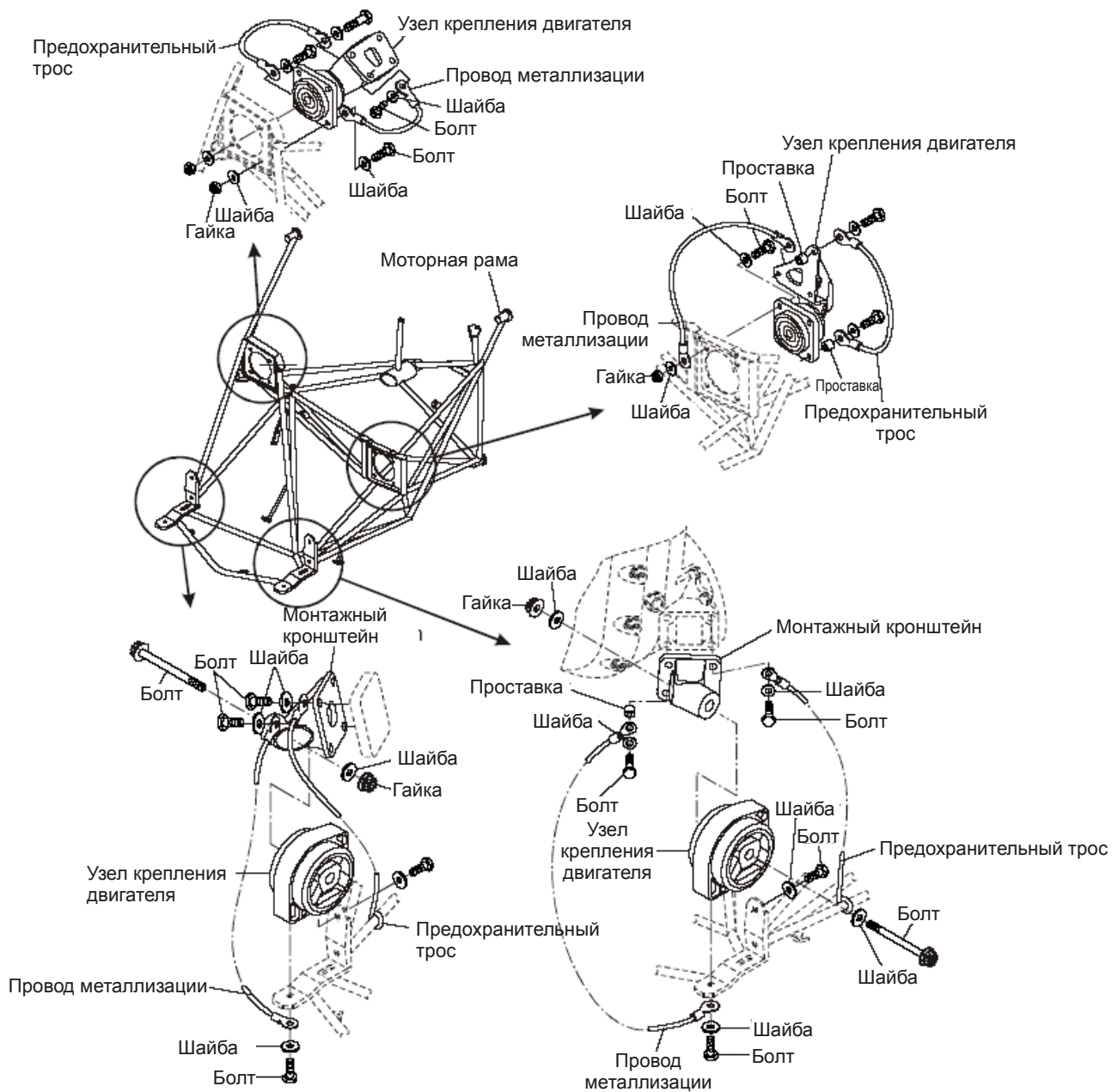


Рисунок 3. Узлы крепления двигателя

С. Установка двигателя

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Прикрепить стропу к двигателю. Прикрепить стропу к тали.	Точки подъема расположены в следующих местах: <ul style="list-style-type: none"> – С передней правой стороны от головки блока цилиндров. – С левой передней стороны корпуса редуктора. – С задней левой стороны от головки блока цилиндров, рядом с насосом охлаждающей жидкости. – С задней правой стороны к кронштейну генератора.
(2)	Снять двигатель с транспортировочной опоры.	
(3)	Установить амортизаторы двигателя на моторную раму.	Усилие затяжки: 16 Нм (11,8 фунт-с-фут). Использовать герметик Loctite 243.
(4)	Установить на двигатель монтажные кронштейны.	Использовать герметик Loctite 243.
(5)	Осторожно установить двигатель на моторную раму.	
(6)	Установить болты, гайки и шайбы узлов крепления двигателя к монтажным кронштейнам и затянуть соединения.	Усилия затяжки см. в разделе 20. Передний болт: перед установкой покрыть смазкой CA 1000-PRC De Soto. Использовать герметик Loctite 243. Усилие затяжки: 60 Нм (44,25 фунт-с-фут). Задний болт: использовать герметик Loctite 243, усилие затяжки: 32 Нм (23,6 фунт-с-фут).
(7)	Присоединить к двигателю провода металлизации (рядом с каждым амортизатором двигателя).	
(8)	Установить переднюю трубку охлаждения с хомутами на моторную раму.	

	Операции	Примечания/Ссылки
(9)	Присоединить электрические кабели к пусковому двигателю: <ul style="list-style-type: none"> – Присоединить к электромагнитному клапану два кабеля управления. – Присоединить к электромагнитному клапану главный кабель электропитания. – Установить все хомуты и стяжки крепления кабелей к двигателю. 	
(10)	Установить жгут проводов двигателя на двигатель. Присоединить жгут проводов двигателя и провода металлизации к электрическим датчикам.	См. Руководство по технической эксплуатации двигателя АЕ (последняя редакция).
(11)	Установить хомуты и стяжки крепления жгута проводов двигателя к двигателю.	
(12)	Присоединить шланг магистрали подачи топлива.	К насосу высокого давления.
(13)	Присоединить шланг обратной топливной магистрали.	К насосу высокого давления.
(14)	Установить промежуточный охладитель с баком охлаждающей жидкости.	См. подраздел 75-00.
(15)	Присоединить шланги охлаждающей жидкости к радиатору охлаждающей жидкости: <ul style="list-style-type: none"> – Присоединить 2 шланга к радиатору. – Установить 8 червячных хомутов крепления шлангов. 	См. подраздел 75-00. 4 шт. на каждом шланге.
(16)	Присоединить шланг, соединяющий клапан подачи воздуха из резервного источника с турбокомпрессором.	
(17)	Присоединить шланг, соединяющий промежуточный охладитель с турбокомпрессором.	
(18)	Присоединить магистраль суфлирования.	К предварительному масляному сепаратору.
(19)	Установить выхлопную трубу.	Усилие затяжки: 25 - 34 Нм (18,44 - 25,08 фунт-с-фут).
ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: ПЕРЕД НАЧАЛОМ РАБОТЫ С ВОЗДУШНЫМ ВИНТОМ УБЕДИТЬСЯ, ЧТО ДВИГАТЕЛЬ ОБЕСТОЧЕН. НЕВЫПОЛНЕНИЕ ЭТОГО ТРЕБОВАНИЯ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ТРАВМЕ ИЛИ СМЕРТИ ПРИ ЗАПУСКЕ ДВИГАТЕЛЯ.		

	Операции	Примечания/Ссылки
(20)	Установить монтажный кронштейн: – Установить три болта с правой верхней стороны редуктора и корпуса двигателя.	
(21)	Установить воздушный винт.	См. подраздел 61-00.
(22)	Заправить охлаждающей жидкостью и прокачать систему охлаждения.	См. подраздел 75-00.
(23)	Заправить маслом маслосистему двигателя.	См. подраздел 12-10.
(24)	Заправить редуктор маслом.	См. подраздел 12-10.
(25)	Подключить главную аккумуляторную батарею самолета.	См. подраздел 24-31.
(26)	Установить капот двигателя.	См. подраздел 71-10.
(27)	Убрать опору из-под хвостовой части фюзеляжа.	См. подраздел 07-10.
(28)	Выполнить пробный запуск двигателя.	См. п. 3.

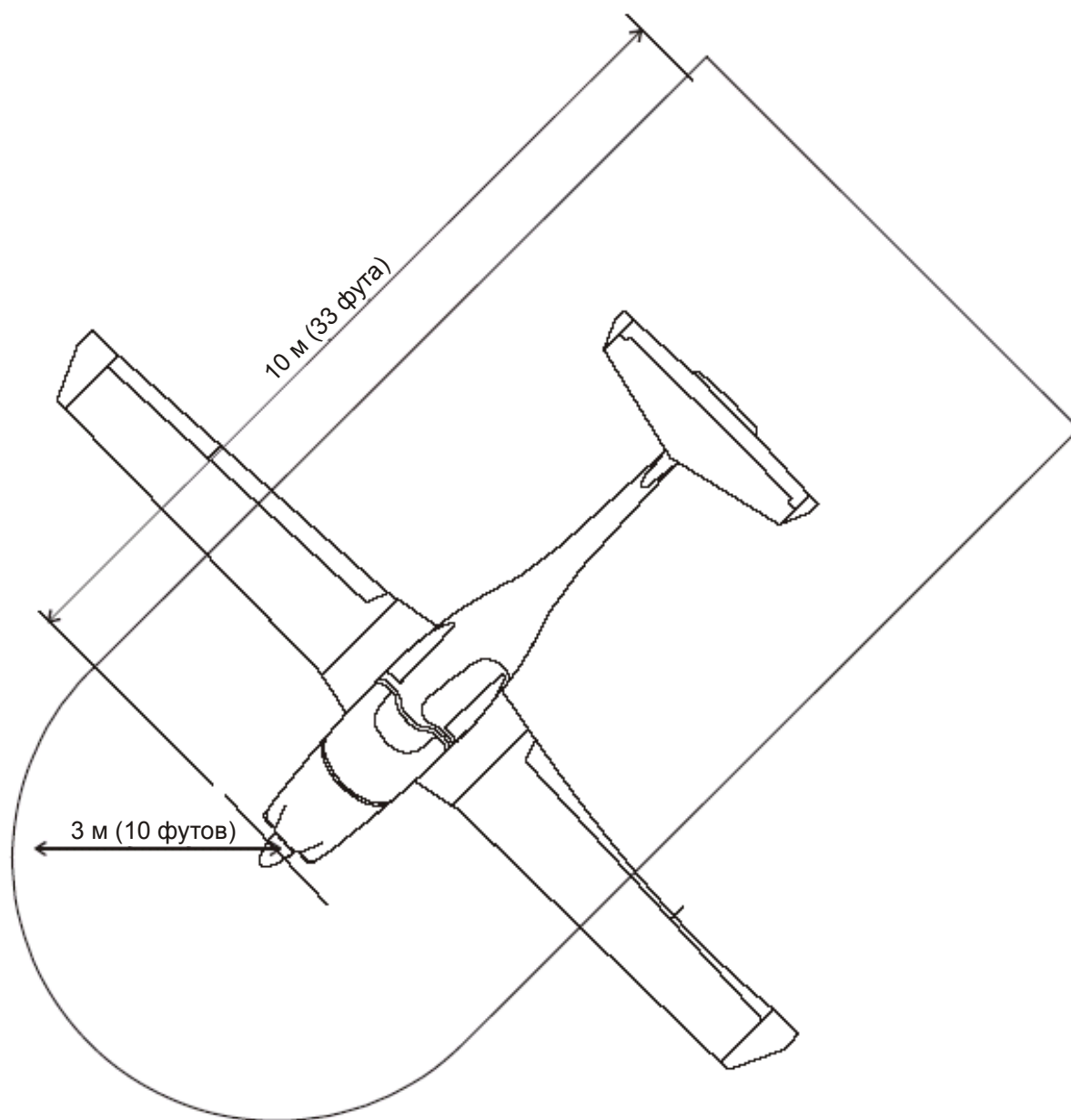


Рисунок 4. Опасная зона при опробовании двигателя

3. Опробование двигателя. Общий порядок

В данном подразделе описывается порядок опробования двигателя. Дополнительную информацию об опробовании двигателя и проверке рабочих характеристик двигателя см. в Руководстве по эксплуатации двигателя АЕ (последняя редакция).

Примечание: Двигатель приводит во вращение воздушный винт через редуктор. Все значения частоты вращения вала двигателя указаны по частоте вращения воздушного винта.

ВНИМАНИЕ: ЧТЕНИЕ ИНФОРМАЦИИ О ДВИГАТЕЛЕ В ПРОГРАММНОМ ОБЕСПЕЧЕНИИ ЕСU OPERATOR МОЖЕТ ОСУЩЕСТВЛЯТЬСЯ ТОЛЬКО ПЕРСОНАЛОМ, ИМЕЮЩИМ СООТВЕТСТВУЮЩИЙ ДОПУСК.

А. Оборудование

Наименование	Количество	Шифр
Колодки под колеса самолета.	2	Серийная продукция.
Набор образцов топлива.	1	Серийная продукция.
Портативный компьютер.	1	Серийная продукция.
Программное обеспечение Wizard 300 (последняя утвержденная версия).	—	—
Адаптер CAN.	1	—

В. Подготовка

	Операции	Примечания/Ссылки
ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: НЕ ДОПУСКАЕТСЯ НАХОЖДЕНИЕ ЛЮДЕЙ В ОПАСНОЙ ЗОНЕ САМОЛЕТА. НЕВЫПОЛНЕНИЕ ЭТОГО ТРЕБОВАНИЯ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ТРАВМАМ ИЛИ СМЕРТИ.		
(1)	Выполнить предполетную проверку в соответствии с РЛЭ.	См. Руководство по летной эксплуатации (последняя редакция).

С. Пуск и прогрев двигателя

Информацию об эксплуатационных ограничениях см. в Руководстве по эксплуатации двигателя АЕ (последняя редакция).

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Выполнить пуск и прогрев двигателя в соответствии с РЛЭ.	См. Руководство по летной эксплуатации (последняя редакция).

D. Проверка блока управления двигателем, проверка системы управления воздушным винтом и проверка переключения блоков управления двигателем

Следующие проверки выполнять при прогревом двигателя (см. п. C).

Примечание: Двигатель приводит во вращение воздушный винт через редуктор. Все значения частоты вращения вала двигателя указаны по частоте вращения воздушного винта.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: ЗАПРЕЩАЕТСЯ ПРОДОЛЖАТЬ ОПРОБОВАНИЕ, ЕСЛИ ПРЕДУПРЕДИТЕЛЬНЫЕ СИГНАЛИЗАТОРЫ БЛОКОВ УПРАВЛЕНИЯ ДВИГАТЕЛЕМ НЕ ЗАГОРАЮТСЯ ИЛИ НЕ ГАСНУТ ТОГДА, КОГДА ЭТО НЕОБХОДИМО, А ТАКЖЕ В СЛУЧАЕ МИГАНИЯ ОДНОГО ИЗ ИЛИ ОБОИХ ПРЕДУПРЕДИТЕЛЬНЫХ СИГНАЛИЗАТОРОВ. В ЭТОМ СЛУЧАЕ НЕОБХОДИМО ПРЕКРАТИТЬ ОПРОБОВАНИЕ, НАЙТИ И УСТРАНИТЬ НЕИСПРАВНОСТЬ.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: В СЛУЧАЕ ОСТАНОВКИ ДВИГАТЕЛЯ ВО ВРЕМЯ ОПРОБОВАНИЯ ЭКСПЛУАТАЦИЯ САМОЛЕТА ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

Проверку двигателя/системы выполнять в описанном ниже порядке.

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Выполнить проверку блоков управления двигателем в соответствии с РЛЭ.	См. Руководство по летной эксплуатации (последняя редакция).

E. Проверка рабочих характеристик

ВНИМАНИЕ: ДЛЯ ДАННОЙ ПРОВЕРКИ ПАРАМЕТРЫ РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЯ ДОЛЖНЫ НАХОДИТЬСЯ В ЗЕЛЕННОЙ ЗОНЕ. ПРОВЕРКА РАБОЧИХ ХАРАКТЕРИСТИК ДВИГАТЕЛЯ ПРОВОДИТСЯ СРАЗУ ПОСЛЕ ПРОГРЕВА ДВИГАТЕЛЯ И ПРОВЕРКИ БЛОКОВ УПРАВЛЕНИЯ ДВИГАТЕЛЕМ (СМ. ПП. C И D ВЫШЕ).

Примечание: Для управления двигателем используются электронные блоки управления двигателем. Порядок проверки рабочих характеристик отличается от порядка проверки работы двигателя на самолетах с обычными системами управления. Если параметры работы двигателя находятся в пределах, указанных в РЛЭ, и отсутствует предупредительная и аварийная сигнализация, двигатель работает нормально.

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Выполнить проверку располагаемой мощности в соответствии с РЛЭ.	См. Руководство по летной эксплуатации (последняя редакция).

Страница намеренно оставлена пустой

Подраздел 71-10**Капот двигателя****1. Общие сведения**

Двигатель самолета DA 40 NG закрыт двумя капотами, выполненными из углепластика. Капот придает носовой части самолета аэродинамическую форму. Конструкция капотов обеспечивает быстрый их демонтаж и удобный доступ к двигателю.

Информацию о ремонте капотов см. в подразделе 51-20. Информацию о быстросъемных замках см. в подразделе 51-60.

2. Описание

Конструкция капотов показана на рисунке 1.

Капоты соединяются друг с другом и с фюзеляжем быстросъемными замками Camloc. Оба капота имеют малый вес и с ними легко может работать один человек.

В верхнем капоте имеется два воздухозаборника: один с правой стороны и один с передней левой стороны капота. Левый воздухозаборник обеспечивает подачу воздуха на промежуточный охладитель, а правый — подачу воздуха для обогрева кабины и охлаждения редуктора. В нижнем капоте имеется воздухозаборник в передней части для подачи воздуха на радиатор охлаждающей жидкости и внутренний боковой воздухозаборник типа NACA, использующийся для подачи воздуха в систему подачи воздуха двигателя.

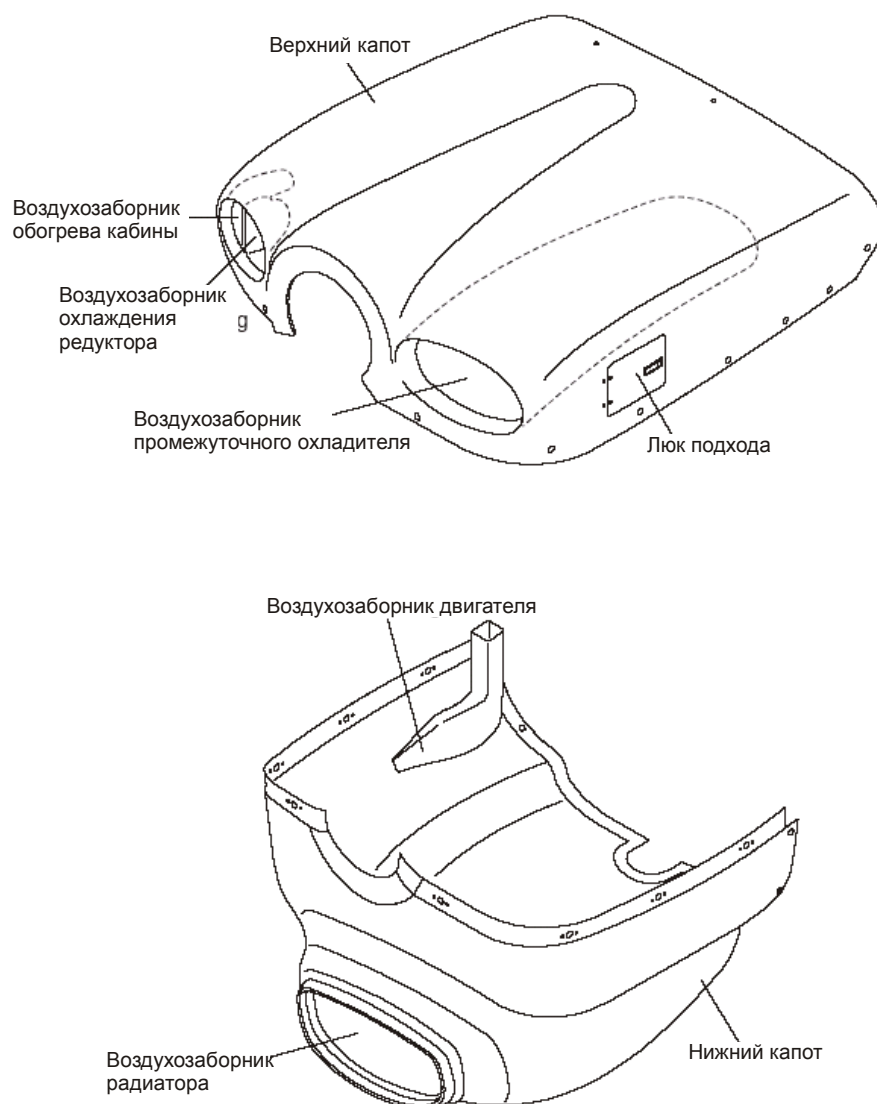


Рисунок 1. Капоты двигателя

Поиск и устранение неисправностей**1. Общие сведения**

В следующей таблице перечисляются возможные неисправности капотов двигателя. При обнаружении неисправности, указанной в столбце «Неисправность», определить ее причину в столбце «Возможная причина» и выполнить действия по устранению неисправности, описанные в столбце «Способ устранения».

Неисправность	Возможная причина	Способ устранения
Изменение цвета внешней поверхности капота. Пузыри на лакокрасочном покрытии. Сажа на внутренней поверхности.	Перегрев двигателя. Утечка горячего газа. Пожар двигателя.	Осмотреть двигатель на предмет утечки горячего газа. Осмотреть выхлопную трубу на наличие трещин и нарушение герметичности уплотнений. Заменить поврежденные детали. Выполнить окраску капота.
Следы масла, топлива или охлаждающей жидкости на внутренней поверхности капота.	Утечка масла, топлива или охлаждающей жидкости.	Осмотреть двигатель. Обратить особое внимание на утечки масла, топлива или охлаждающей жидкости. Устранить обнаруженные неисправности. Вымыть капот.

Страница намеренно оставлена пустой

Порядок технического обслуживания

1. Общие сведения

В данном подразделе описывается порядок технического обслуживания, снятия и установки, мойки и окраски капотов.

2. Снятие/установка капотов двигателя

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: ПЕРЕД НАЧАЛОМ РАБОТЫ В ЗОНЕ ВОЗДУШНОГО ВИНТА УБЕДИТЬСЯ, ЧТО ДВИГАТЕЛЬ ОБЕСТОЧЕН.

- УСТАНОВИТЬ ВЫКЛЮЧАТЕЛЬ ELECTRIC MASTER (ГЛАВНЫЙ ВЫКЛЮЧАТЕЛЬ ЭЛЕКТРООБОРУДОВАНИЯ) В ПОЛОЖЕНИЕ OFF (ВЫКЛ.).
- УСТАНОВИТЬ ВЫКЛЮЧАТЕЛЬ ENGINE MASTER (ГЛАВНЫЙ ВЫКЛЮЧАТЕЛЬ ДВИГАТЕЛЯ) В ПОЛОЖЕНИЕ OFF (ВЫКЛ.).
- УСТАНОВИТЬ РЫЧАГ УПРАВЛЕНИЯ ДВИГАТЕЛЕМ В ПОЛОЖЕНИЕ 0 %.
- ОТСОЕДИНИТЬ ГЛАВНУЮ АККУМУЛЯТОРНУЮ БАТАРЕЮ САМОЛЕТА.

Ф. А. Снятие верхнего капота

	Операции	Примечания/Ссылки
ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: ПЕРЕД НАЧАЛОМ РАБОТЫ С КАПОТОМ УБЕДИТЬСЯ, ЧТО ДВИГАТЕЛЬ ОБЕСТОЧЕН. НЕВЫПОЛНЕНИЕ ЭТОГО ТРЕБОВАНИЯ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ТРАВМЕ ИЛИ СМЕРТИ ПРИ ЗАПУСКЕ ДВИГАТЕЛЯ.		
(1)	Убедиться, что двигатель обесточен: <ul style="list-style-type: none"> - Установить выключатель ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования) в положение OFF (выкл.). - Установить выключатель ENGINE MASTER (главный выключатель двигателя) в положение OFF (выкл.). - Установить рычаг управления двигателем в положение 0 %. 	
(2)	Отсоединить главную аккумуляторную батарею самолета.	См. подраздел 24-31.
(3)	Разомкнуть быстросъемные замки крепления верхнего капота.	См. рисунок 1.
(4)	Осторожно потянуть боковую часть верхнего капота во внешнюю сторону и вверх.	Не допускать касания капота о воздушный винт!
(5)	Отсоединить от верхнего капота шланг подачи воздуха для обогрева кабины.	
(6)	Снять капот с самолета.	Не допускать касания капота о воздушный винт!

В. Снятие нижнего капота

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Разомкнуть быстросъемные замки крепления нижнего капота.	Удерживать нижний капот!
(2)	Снять нижний капот: <ul style="list-style-type: none">- Опустить заднюю часть капота.- Сдвинуть капот вниз и вперед.- Снять капот с самолета.	Не допускать касания капота о воздушный винт и обтекатель воздушного винта. При работе соблюдать осторожность, не допускать повреждения канала воздухозаборника двигателя.

С. Установка нижнего капота

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Осмотреть нижний капот. Убедиться, что: <ul style="list-style-type: none">- Капот чист.- Капот не поврежден.- Все замки на месте и исправны.- Дренажные отверстия должны быть чистыми.	Все повреждения отремонтировать. Отсутствующие и поврежденные замки заменить.
(2)	Подвести капот к месту установки: <ul style="list-style-type: none">- Поднять капот.- Установить капот на место, подняв его до упора.- Замкнуть быстросъемные замки крепления капота к гондоле двигателя.	Убедиться, что отверстия воздухозаборных каналов совпали.

D. Установка верхнего капота

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Осмотреть верхний капот. Убедиться, что: <ul style="list-style-type: none"> - Капот чист. - Капот не поврежден. - Все замки на месте и исправны. 	<p>Все повреждения отремонтировать.</p> <p>Отсутствующие и поврежденные замки заменить.</p>
(2)	Установить верхний капот на место.	
(3)	Присоединить (при помощи червячного хомута) шланг подачи воздуха для обогрева кабины к верхнему капоту.	
(4)	Осторожно развести в стороны края капота и опустить капот на место.	
(5)	Замкнуть быстросъемные замки.	

3. Мойка и окраска

A. Мойка капота

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Вымыть внешнюю поверхность раствором мягкого моющего средства в воде.	Выполнять указания изготовителя моющего средства.
(2)	Вымыть внутреннюю поверхность раствором мягкого моющего средства в воде.	Выполнять указания изготовителя моющего средства.
ВНИМАНИЕ: ЗАПРЕЩАЕТСЯ ПОЛЬЗОВАТЬСЯ ПОЛИРУЮЩИМИ СРЕДСТВАМИ, СОДЕРЖАЩИМИ СИЛИКОН. СИЛИКОН ЗАТРУДНЯЕТ РЕМОНТ УГЛЕПЛАСТИКА.		
(3)	Отполировать внешнюю поверхность полирующим средством на основе воска.	Выполнять указания изготовителя полирующего средства. Запрещается пользоваться полирующими средствами, содержащими силикон.

В. Окраска внутренних поверхностей капота

В данном пункте описывается порядок окраски внутренних поверхностей капота двигателя огнезащитной краской. Информацию о ремонте и окраске внешних поверхностей капота см. в подразделе 51-20.

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Вымыть внутренние поверхности капота.	
(2)	Зашкурить поверхность под окраску.	Пользоваться мокрой и сухой наждачной бумагой с зернистостью 150 - 320 единиц.
<p>ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: НЕ ДОПУСКАТЬ ПОПАДАНИЯ АЦЕТОНА НА КОЖУ. ЭТО МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К РАЗВИТИЮ КОЖНЫХ ЗАБОЛЕВАНИЙ.</p> <p>ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: НЕ ДОПУСКАТЬ ВДЫХАНИЯ ПАРОВ АЦЕТОНА. ЭТО МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К РАЗВИТИЮ ЗАБОЛЕВАНИЙ.</p> <p>ВНИМАНИЕ: КАК МОЖНО СКОРЕЕ УДАЛЯТЬ АЦЕТОН СО СТЕКЛОПЛАСТИКА. АЦЕТОН МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К РАЗМЯГЧЕНИЮ СМОЛЫ И РАЗРУШЕНИЮ ПЛАСТИКА.</p>		
(3)	Очистить поверхность под окраску.	Использовать ацетон.
(4)	Окрасить внутренние поверхности капота огнезащитной краской.	Выполнять указания изготовителя краски.

Подраздел 71-20**Моторная рама****1. Общие сведения**

Моторная рама выполнена из стальных труб сваркой. Защита рамы от коррозии обеспечивается порошковым покрытием. Для навески агрегатов (радиатора охлаждения, промежуточного охладителя) используются приварные кронштейны. Для крепления электрических кабелей и других деталей к моторной раме используются Р-образные хомуты и кабельные стяжки с резиновым покрытием.

В задней части моторной рамы имеются пять небольших монтажных площадок, которые используются для болтового крепления моторной рамы к противопожарной перегородке.

Двигатель крепится к четырем монтажным площадкам рамы. Между монтажными кронштейнами двигателя и монтажными площадками установлены маслозаполненные резиновые амортизаторы, обеспечивающие изоляцию планера самолета от вибрации двигателя.

На каждой монтажной площадке рамы имеются также предохранительные тросы (стальные проволочные тросы).

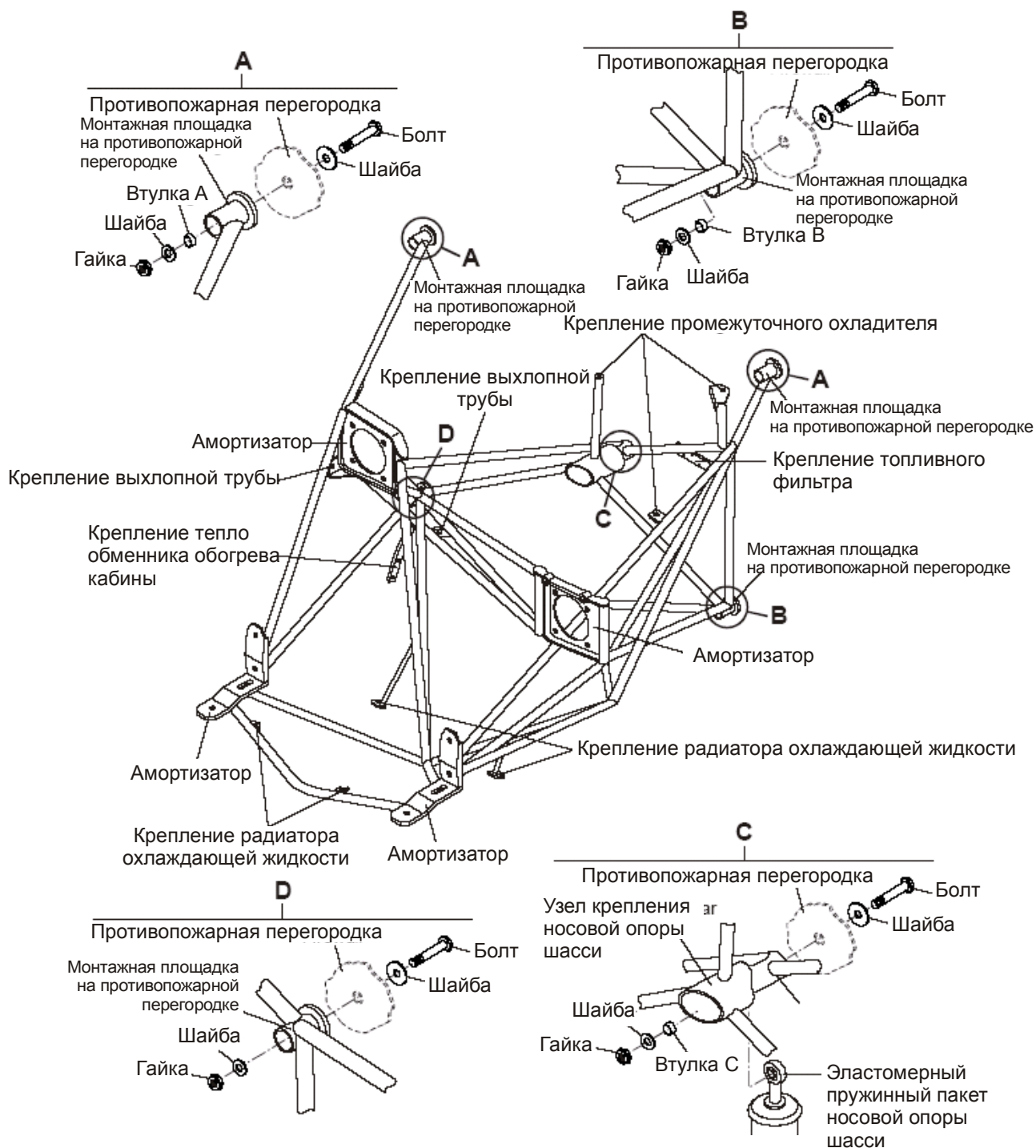


Рисунок 1. Моторная рама

Поиск и устранение неисправностей**1. Общие сведения**

В следующей таблице перечисляются возможные неисправности моторной рамы. При обнаружении неисправности, указанной в столбце «Неисправность», определить ее причину в столбце «Возможная причина» и выполнить действия по устранению неисправности, описанные в столбце «Способ устранения».

Неисправность	Возможная причина	Способ устранения
Вибрация двигателя.	Трещины в моторной раме.	Осмотреть моторную раму. Особое внимание обратить на наличие трещин в сварных соединениях.
Повреждения амортизаторов.	Обратиться к изготовителю двигателя.	

Страница намеренно оставлена пустой

Порядок технического обслуживания

1. Общие сведения

Техническое обслуживание моторной рамы сводится к ее демонтажу и установке. В случае повреждения моторной рамы ее ремонт должен выполняться на уполномоченном ремонтном предприятии.

2. Демонтаж/установка моторной рамы (без установленного двигателя)

А. Оборудование

Наименование	Количество	Шифр
Таль для подъема двигателя.	1	Серийная продукция.
Стропа для подъема двигателя.	1	Серийная продукция.
Опора для хвостовой части фюзеляжа.	1	Серийная продукция.

В. Демонтаж моторной рамы (без установленного двигателя)

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Демонтировать двигатель.	См. подраздел 71-00.
(2)	Снять все хомуты и стяжки крепления жгута проводов и шлангов к моторной раме.	
(3)	Демонтировать теплообменник обогрева кабины и кожух.	См. подраздел 21-40.
(4)	Демонтировать радиатор охлаждения двигателя.	См. подраздел 75-00.
(5)	Снять промежуточный охладитель с баком охлаждающей жидкости.	См. подраздел 81-00.
(6)	Отвинтить и убрать 5 болтов с шайбами крепления моторной рамы к противопожарной перегородке и отсоединить эластомерный пружинный пакет носовой опоры шасси от узла крепления носовой опоры.	
(7)	Снять моторную раму с самолета.	

С. Установка моторной рамы (без установленного двигателя)

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Установить моторную раму на противопожарную перегородку.	
(2)	Установить 5 болтов крепления моторной рамы к противопожарной перегородке двигателя и присоединить эластомерный пружинный пакет носовой опоры шасси к узлу крепления носовой опоры. - Затянуть болты через противопожарную перегородку.	Центральный болт противопожарной перегородки: Усилие затяжки 60 ± 6 Нм ($44,3 \pm 4$ фунт-с-фут). Остальные четыре болта: Усилие затяжки: 40 ± 4 Нм ($29,5 \pm 3$ фунт-с-фут).
(3)	Установить радиатор охлаждения двигателя.	
(4)	Установить промежуточный охладитель с баком охлаждающей жидкости.	
(5)	Установить теплообменник обогрева кабины и кожух.	
(6)	Установить все хомуты и стяжки крепления жгута проводов и шлангов к моторной раме.	Хомуты и стяжки, снятые в п. 2 В (операция 2).

Подраздел 71-50**Электрические кабели в двигательном отсеке****1. Общие сведения**

В двигательном отсеке имеется главный жгут проводов. Жгут поставляется изготовителем двигателя. В жгут входят все провода малой мощности системы управления двигателем. Жгут относится к системе управления двигателем. Информацию о главном жгуте проводов см. в подразделе 76-00.

Имеется также небольшое число отдельных кабелей генератора и стартера. Информацию о кабелях батареи и генератора см. в разделе 24. Дополнительную информацию о кабелях стартера см. в разделе 80. Информацию о кабелях систем см. в разделе 92 «Монтажные схемы».

Страница намеренно оставлена пустой

Подраздел 71-60**Воздухозаборники****1. Общие сведения**

В состав системы воздухозаборника низкого давления двигателя самолета DA 40 NG входят корпус воздушного фильтра, воздушный фильтр и клапан подачи воздуха из резервного источника. Коробка воздушного фильтра соединяется с воздухозаборником гибким шлангом. Такой же шланг используется для подачи воздуха от клапана подачи воздуха из резервного источника в турбокомпрессор. Для управления клапаном подачи воздуха из резервного источника используется рычаг, расположенный под главной приборной панелью с правой стороны от пилота.

Воздушный фильтр двигателя и клапан подачи воздуха из резервного источника показаны на рисунке 1.

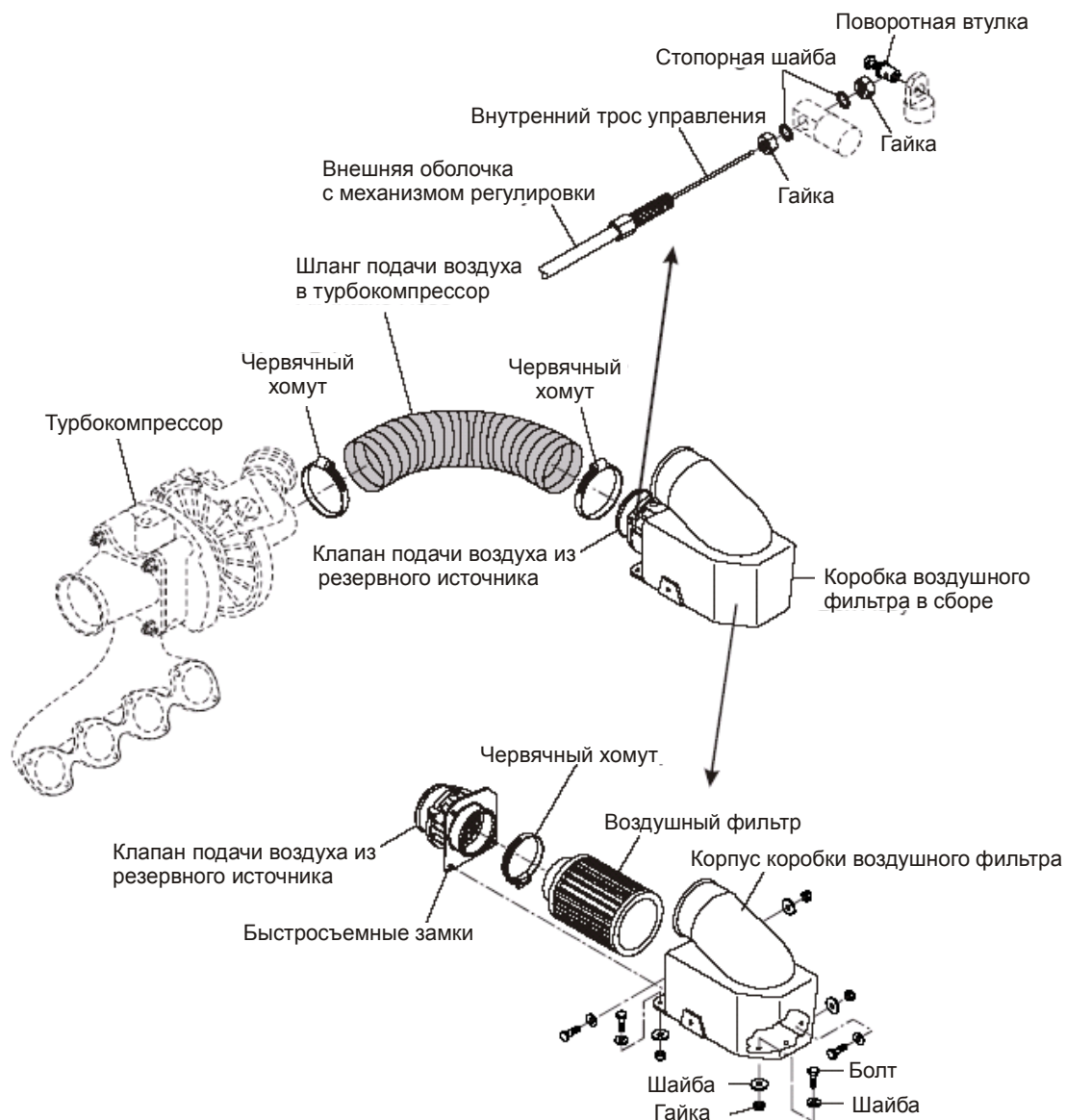


Рисунок 1. Воздушный фильтр и клапан подачи воздуха из резервного источника

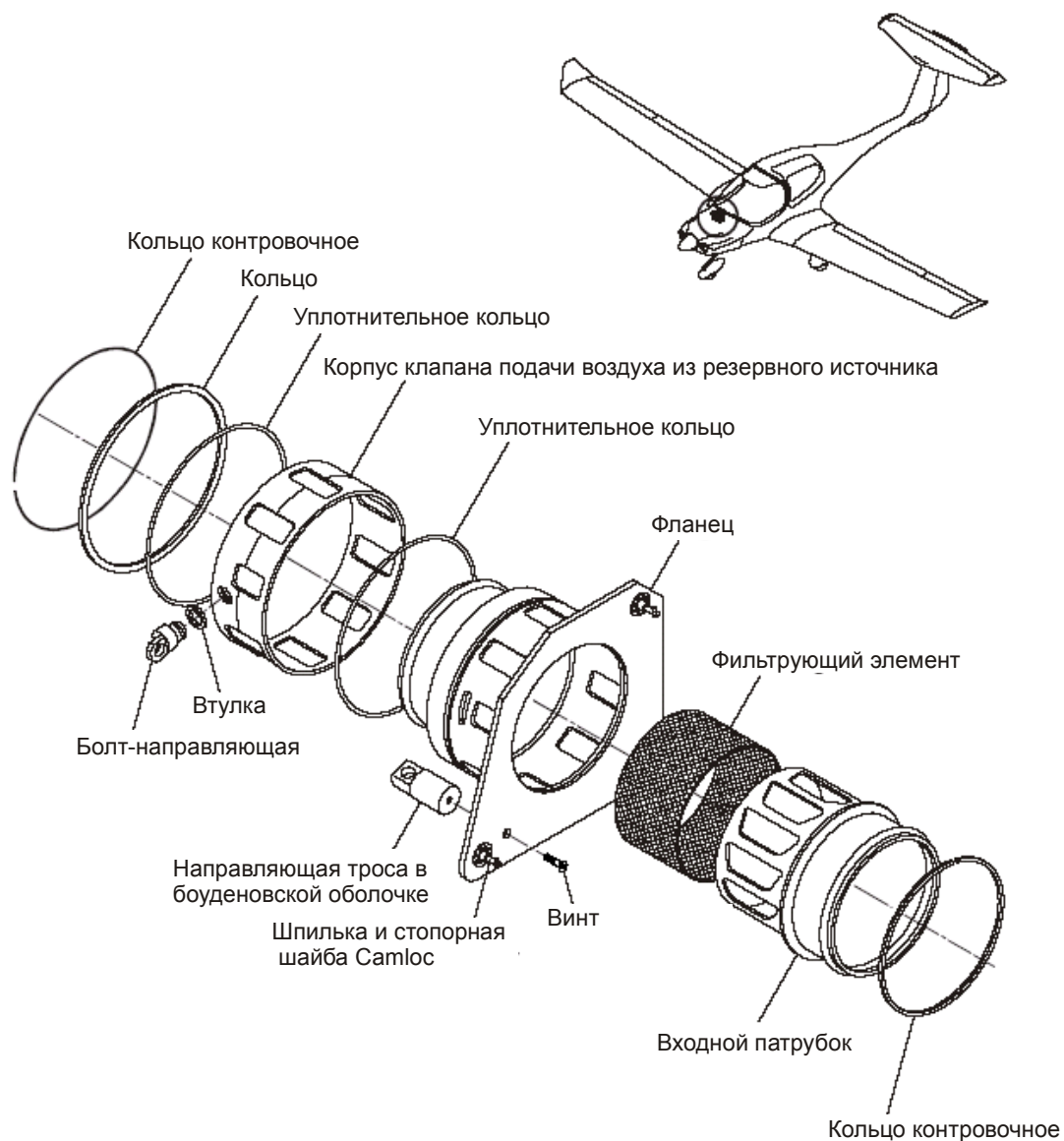


Рисунок 2. Воздушный клапан

2. Описание

Воздухозаборник состоит из трех основных частей:

- Клапан подачи воздуха из резервного источника.
- Корпус воздушного фильтра.
- Воздушный фильтр.

А. Клапан подачи воздуха из резервного источника

См. рисунок 1. Клапан подачи воздуха из резервного источника крепится к правой стороне корпуса воздушного фильтра. Воздушный фильтр крепится к передней стороне клапана подачи воздуха из резервного источника. Клапан подачи воздуха из резервного источника также имеет отверстие для впуска воздуха непосредственно из двигательного отсека. При вращательном движении наружного кольца открываются разные отверстия в двигательном отсеке, обеспечивая поступление нефильтрованного воздуха в систему подачи воздуха.

В. Корпус воздушного фильтра

Корпус воздушного фильтра выполнен из алюминия. Корпус соединяется гибким шлангом с воздухозаборником и крепится болтами к противопожарной перегородке.

С. Воздушный фильтр

См. рисунок 1. Используется воздушный фильтр K&N RU с высокой производительностью. Воздушный фильтр крепится к клапану подачи воздуха из резервного источника червячным хомутом.

3. Принцип работы

При установке пилотом рычага управления клапаном подачи воздуха из резервного источника в заднее положение клапан подачи воздуха из резервного источника открывается и в систему подачи воздуха поступает воздух из двигательного отсека (нефильтрованный).

При установке пилотом рычага управления клапаном подачи воздуха из резервного источника в переднее положение клапан устанавливается в нормальное положение OFF (выкл.).

Поиск и устранение неисправностей**1. Общие сведения**

В следующей таблице перечисляются возможные неисправности системы воздухозаборников. При обнаружении неисправности, указанной в столбце «Неисправность», определить ее причину в столбце «Возможная причина» и выполнить действия по устранению неисправности, описанные в столбце «Способ устранения».

Неисправность	Возможная причина	Способ устранения
Двигатель не развивает полную мощность.	Засорен или неисправен воздушный фильтр двигателя.	Заменить воздушный фильтр

Страница намеренно оставлена пустой

Порядок технического обслуживания

1. Общие сведения

В данном подразделе описывается порядок демонтажа и установки воздушного фильтра и клапана подачи воздуха из резервного источника, а также регулирования, демонтажа и установки троса управления клапаном подачи воздуха из резервного источника.

2. Демонтаж/установка воздушного фильтра

А. Демонтаж воздушного фильтра

	Операции	Примечания/Ссылки
<p>ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: НЕ ДОПУСКАЕТСЯ НАХОЖДЕНИЕ В ОПАСНОЙ ЗОНЕ ВОЗДУШНОГО ВИНТА. НЕВЫПОЛНЕНИЕ ЭТОГО ТРЕБОВАНИЯ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ТРАВМЕ ИЛИ СМЕРТИ ПРИ ЗАПУСКЕ ДВИГАТЕЛЯ.</p> <p>ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: ПЕРЕД НАЧАЛОМ РАБОТЫ С ЭЛЕМЕНТАМИ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ДВИГАТЕЛЕМ НЕОБХОДИМО УБЕДИТЬСЯ, ЧТО ДВИГАТЕЛЬ ОБЕСТОЧЕН. ВРАЩЕНИЕ ВОЗДУШНОГО ВИНТА МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ТРАВМАМ.</p>		
(1)	Убедиться, что двигатель обесточен: <ul style="list-style-type: none"> – Установить выключатель ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования) в положение OFF (выкл.). – Установить выключатель ENGINE MASTER (главный выключатель двигателя) в положение OFF (выкл.). – Установить рычаг управления двигателем в положение 0%. 	
(2)	Отсоединить главную аккумуляторную батарею самолета.	См. подраздел 24-31.
(3)	Снять верхний капот двигателя.	См. подраздел 71-10.
(4)	Отсоединить воздухозаборник от коробки воздушного фильтра.	
(5)	Отсоединить трос управления клапаном подачи воздуха из резервного источника.	
(6)	Разомкнуть 3 замка Camloc клапана подачи воздуха из резервного источника.	
(7)	Извлечь клапан подачи воздуха вместе с фильтрующим элементом.	
(8)	Разъединить червячный хомут крепления фильтрующего элемента. Извлечь фильтр из клапана подачи воздуха из резервного источника.	

В. Установка воздушного фильтра

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Установить фильтр в клапан подачи воздуха из резервного источника. Затянуть червячный хомут крепления фильтрующего элемента. Не использовать хомут из комплекта поставки фильтра K&N. Вместо него использовать червячный хомут шириной 9 мм (3/8 дюйма).	
(2)	Установить клапан подачи воздуха из резервного источника с фильтрующим элементом в коробку воздушного фильтра.	
(3)	Замкнуть 3 замка Camloc клапана подачи воздуха из резервного источника.	
(4)	Присоединить тросы клапана подачи воздуха из резервного источника.	
(5)	Присоединить воздухозаборник к коробке воздушного фильтра.	
(6)	Убедиться, что положение клапана подачи воздуха из резервного источника соответствует положению переключателя.	См. п. 5.
(7)	Установить верхний капот двигателя.	См. подраздел 71-10.

3. Демонтаж/установка клапана подачи воздуха из резервного источника

А. Демонтаж клапана подачи воздуха из резервного источника

	Операции	Примечания/Ссылки
<p>ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: НЕ ДОПУСКАЕТСЯ НАХОЖДЕНИЕ В ОПАСНОЙ ЗОНЕ ВОЗДУШНОГО ВИНТА. НЕВЫПОЛНЕНИЕ ЭТОГО ТРЕБОВАНИЯ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ТРАВМЕ ИЛИ СМЕРТИ ПРИ ЗАПУСКЕ ДВИГАТЕЛЯ.</p> <p>ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: ПЕРЕД НАЧАЛОМ РАБОТЫ С ЭЛЕМЕНТАМИ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ДВИГАТЕЛЕМ НЕОБХОДИМО УБЕДИТЬСЯ, ЧТО ДВИГАТЕЛЬ ОБЕСТОЧЕН. ВРАЩЕНИЕ ВОЗДУШНОГО ВИНТА МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ТРАВМАМ.</p>		
(1)	<p>Убедиться, что двигатель обесточен:</p> <ul style="list-style-type: none"> – Установить выключатель ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования) в положение OFF (выкл.). – Установить выключатель ENGINE MASTER (главный выключатель двигателя) в положение OFF (выкл.). – Установить рычаг управления двигателем в положение 0 %. 	
(2)	Отсоединить главную аккумуляторную батарею самолета.	См. подраздел 24-31.
(3)	Снять верхний капот двигателя.	См. подраздел 71-10.
(4)	Отсоединить воздухозаборник от коробки воздушного фильтра.	
(5)	Отсоединить трос управления клапаном подачи воздуха из резервного источника.	
(6)	Разомкнуть 3 замка Camloc клапана подачи воздуха из резервного источника.	
(7)	<p>Отсоединить шланг, соединяющий клапан подачи воздуха из резервного источника с впуском турбокомпрессора.</p> <ul style="list-style-type: none"> – Разъединить червячный хомут. – Снять шланг с клапана. 	На клапане подачи воздуха из резервного источника.
(8)	Снять клапан подачи воздуха из резервного источника с самолета.	

В. Установка клапана подачи воздуха из резервного источника

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Установить воздушный фильтр.	См. п. 2.
(2)	Установить клапан подачи воздуха из резервного источника на корпус воздушного фильтра.	
(3)	Присоединить трос управления клапаном подачи воздуха из резервного источника.	
(4)	Убедиться, что положение клапана подачи воздуха из резервного источника соответствует положению переключателя.	См. п. 5.
(5)	Присоединить шланг, соединяющий клапан подачи воздуха из резервного источника с впуском турбокомпрессора. – Присоединить шланг к клапану. – Затянуть червячный хомут.	На клапане подачи воздуха из резервного источника.
(6)	Присоединить воздухозаборник к коробке воздушного фильтра.	

4. Демонтаж/установка троса управления клапаном подачи воздуха из резервного источника

А. Демонтаж троса управления клапаном подачи воздуха из резервного источника

	Операции	Примечания/Ссылки
<p>ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: НЕ ДОПУСКАЕТСЯ НАХОЖДЕНИЕ В ОПАСНОЙ ЗОНЕ ВОЗДУШНОГО ВИНТА. НЕВЫПОЛНЕНИЕ ЭТОГО ТРЕБОВАНИЯ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ТРАВМЕ ИЛИ СМЕРТИ ПРИ ЗАПУСКЕ ДВИГАТЕЛЯ.</p> <p>ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: ПЕРЕД НАЧАЛОМ РАБОТЫ С ЭЛЕМЕНТАМИ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ДВИГАТЕЛЕМ НЕОБХОДИМО УБЕДИТЬСЯ, ЧТО ДВИГАТЕЛЬ ОБЕСТОЧЕН. ВРАЩЕНИЕ ВОЗДУШНОГО ВИНТА МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ТРАВМАМ.</p>		
(1)	<p>Убедиться, что двигатель обесточен:</p> <ul style="list-style-type: none"> – Установить выключатель ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования) в положение OFF (выкл.). – Установить выключатель ENGINE MASTER (главный выключатель двигателя) в положение OFF (выкл.). – Установить рычаг управления двигателем в положение 0%. 	
(2)	Отсоединить главную аккумуляторную батарею самолета.	См. подраздел 24-31.
(3)	Снять верхний капот двигателя.	См. подраздел 71-10.
(4)	<p>Отсоединить трос управления от рычага управления клапаном подачи воздуха из резервного источника в кабине:</p> <ul style="list-style-type: none"> – Ослабить винт на поворотной втулке троса на рычаге. – Снять поворотную втулку с троса. 	<p>См. рисунок 3.</p> <p>Отложить поворотную втулку для последующей установки.</p>
(5)	Отсоединить трос управления от клапана подачи воздуха из резервного источника.	

	Операции	Примечания/Ссылки
(6)	<p>Снять проходную муфту, расположенную на противопожарной перегородке, со стороны двигателя:</p> <ul style="list-style-type: none">– Очистить муфту от герметика.– Высверлить две заклепки крепления ограждений к противопожарной перегородке.– Снять ограждения.– Снять 2 части проходной втулки с противопожарной перегородки.	<p>Сохранить 2 части проходной втулки.</p>
(7)	Снять трос управления с самолета.	

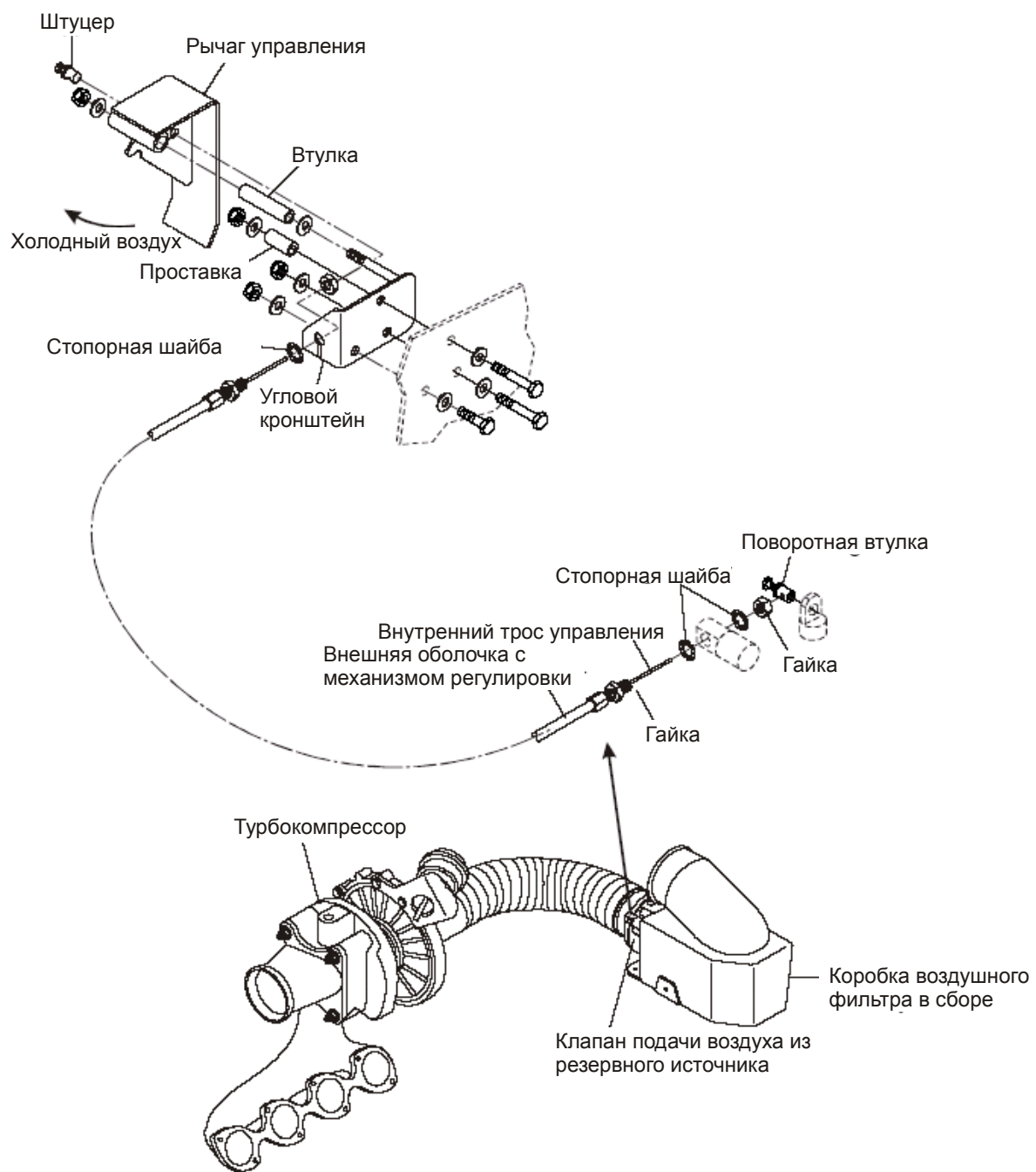


Рисунок 3. Приводные тросы клапана подачи воздуха из резервного источника

В. Установка троса управления клапаном подачи воздуха из резервного источника

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Установить трос управления клапаном подачи воздуха из резервного источника на место в самолете.	Пропустить через отверстие в противопожарной перегородке и щелевое отверстие в области пола рядом с рычагом клапана подачи воздуха из резервного источника.
(2)	Присоединить трос управления клапаном подачи воздуха из резервного источника к рычагу управления в кабине:	
(3)	<p>Установить проходную муфту в отверстие в противопожарной перегородке со стороны двигателя и герметизировать ее огнестойким герметиком:</p> <ul style="list-style-type: none">– Установить 2 части проходной втулки поверх троса управления.– Установить проходную втулку в противопожарную перегородку.– Установить на место 2 ограждения проходной втулки. Нанести огнестойкий герметик.– Установить 2 вытяжные заклепки крепления ограждений к противопожарной перегородке.	Использовать огнестойкий герметик PR 812 (MIL-S-38249 тип 1).
(4)	Установить клапан подачи воздуха из резервного источника.	См. п. 3.
(5)	Присоединить трос управления клапаном подачи воздуха из резервного источника к клапану подачи воздуха из резервного источника.	См. п. 5.
(6)	Установить капот двигателя.	См. подраздел 71-10.

5. Регулировка троса управления клапаном подачи воздуха из резервного источника

А. Регулировка троса управления клапаном подачи воздуха из резервного источника

	Операции	Примечания/Ссылки
<p>ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: НЕ ДОПУСКАЕТСЯ НАХОЖДЕНИЕ В ОПАСНОЙ ЗОНЕ ВОЗДУШНОГО ВИНТА. НЕВЫПОЛНЕНИЕ ЭТОГО ТРЕБОВАНИЯ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ТРАВМЕ ИЛИ СМЕРТИ ПРИ ЗАПУСКЕ ДВИГАТЕЛЯ.</p> <p>ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: ПЕРЕД НАЧАЛОМ РАБОТЫ С ЭЛЕМЕНТАМИ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ДВИГАТЕЛЕМ НЕОБХОДИМО УБЕДИТЬСЯ, ЧТО ДВИГАТЕЛЬ ОБЕСТОЧЕН. ВРАЩЕНИЕ ВОЗДУШНОГО ВИНТА МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ТРАВМАМ.</p>		
(1)	<p>Убедиться, что двигатель обесточен:</p> <ul style="list-style-type: none"> – Установить выключатель ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования) в положение OFF (выкл.). – Установить выключатель ENGINE MASTER (главный выключатель двигателя) в положение OFF (выкл.). – Установить рычаг управления двигателем в положение 0 %. 	
(2)	При необходимости отсоединить главную аккумуляторную батарею самолета.	См. подраздел 24-31.
(3)	При необходимости снять верхний капот двигателя.	См. подраздел 71-10.
(4)	<p>Перевести рычаг резервной подачи воздуха в кабине из положения OFF (выкл.) в положение ON (вкл.):</p> <ul style="list-style-type: none"> – Убедиться в плавности и легкости хода рычага. 	
(5)	<p>Установить рычаг резервной подачи воздуха в кабине в положение OFF (выкл.) и удерживать его в этом положении:</p> <ul style="list-style-type: none"> – Убедиться, что отверстие клапана подачи воздуха из резервного источника полностью закрыто. 	Вперед до упора.

	Операции	Примечания/Ссылки
(6)	Установить рычаг клапана подачи воздуха из резервного источника (в кабине) в положение ON (вкл.) и удерживать его в этом положении: – Убедиться, что клапан подачи воздуха из резервного источника полностью открыт.	
(7)	При необходимости отрегулировать трос управления клапаном подачи воздуха из резервного источника до получения величины упругого люфта, указанной в п. 5.	На стороне рычага резервной подачи воздуха.
(8)	Подключить аккумуляторную батарею самолета.	См. подраздел 24-31.
(9)	Установить верхний капот двигателя.	См. подраздел 71-10.

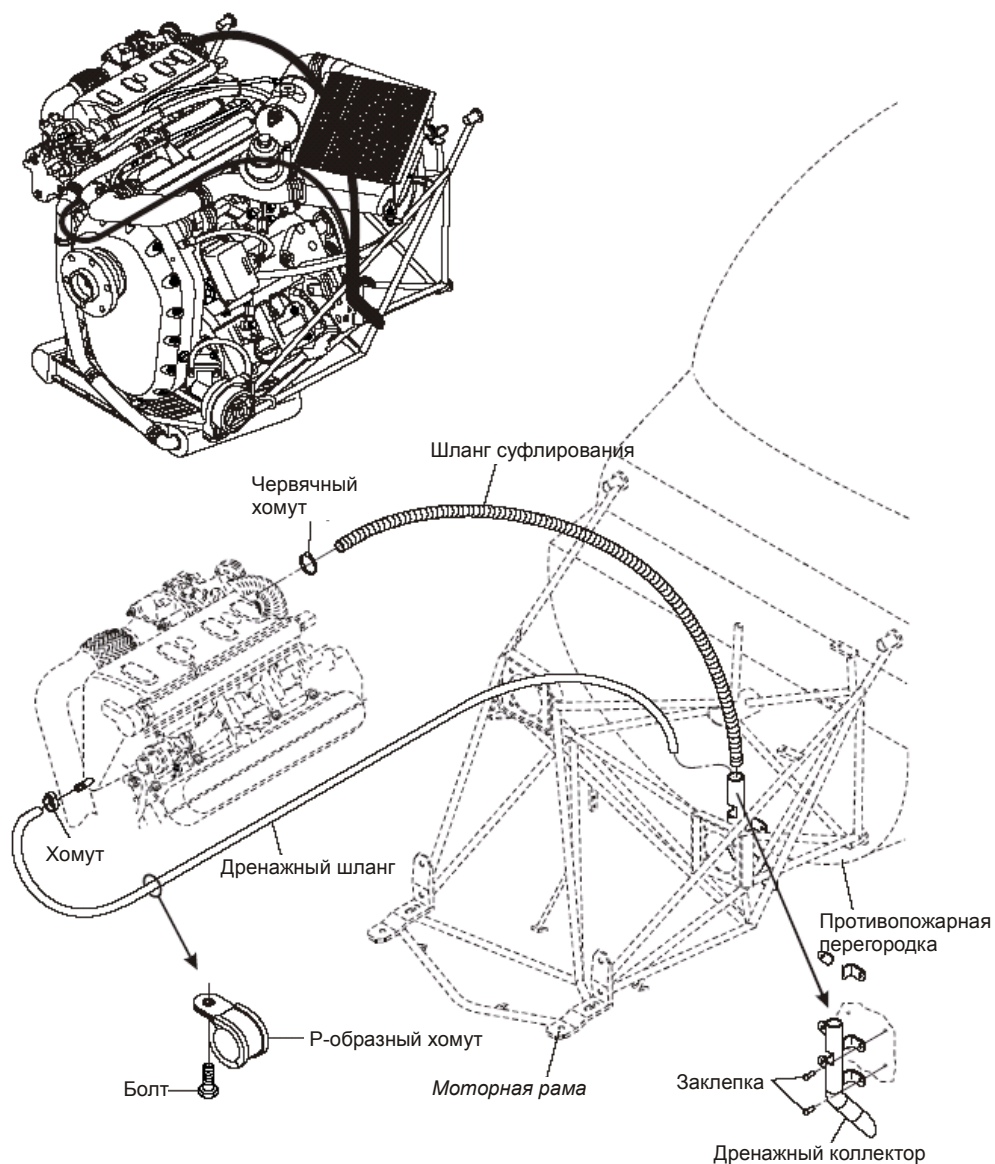
Подраздел 71-70**Система дренажа двигательного отсека****1. Общие сведения**

В двигательном отсеке самолета DA 40 NG имеется шланг суфлирования бака масляного сепаратора. Дополнительную информацию о маслосистеме двигателя см. в разделе 72, дополнительную информацию о системе жидкостного охлаждения двигателя см. в разделе 75.

2. Описание

Система дренажа двигательного отсека самолета с двигателем Austro Engine E4-A показана на рисунке 1.

Шланг суфлирования масляного сепаратора соединяется с выпускным штуцером к верхней части масляного сепаратора. Шланг крепится к выпускному штуцеру при помощи червячного хомута. Другой конец шланга суфлирования проходит через дренажный коллектор в нижней части противопожарной перегородки.

**Рисунок 1. Система дренажа гондолы двигателя**

Порядок технического обслуживания

1. Общие сведения

В данном подразделе описывается порядок демонтажа и установки шланга суфлирования масляного сепаратора.

2. Демонтаж/установка шланга суфлирования масляного сепаратора

А. Демонтаж шланга суфлирования масляного сепаратора

	Операции	Примечания/Ссылки
<p>ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: НЕ ДОПУСКАЕТСЯ НАХОЖДЕНИЕ В ОПАСНОЙ ЗОНЕ ВОЗДУШНОГО ВИНТА. НЕВЫПОЛНЕНИЕ ЭТОГО ТРЕБОВАНИЯ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ТРАВМЕ ИЛИ СМЕРТИ ПРИ ЗАПУСКЕ ДВИГАТЕЛЯ.</p> <p>ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: ПЕРЕД НАЧАЛОМ РАБОТЫ С ЭЛЕМЕНТАМИ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ДВИГАТЕЛЕМ НЕОБХОДИМО УБЕДИТЬСЯ, ЧТО ДВИГАТЕЛЬ ОБЕСТОЧЕН. ВРАЩЕНИЕ ВОЗДУШНОГО ВИНТА МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ТРАВМАМ.</p>		
(1)	Убедиться, что двигатель обесточен: <ul style="list-style-type: none"> – Установить выключатель ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования) в положение OFF (выкл.). – Установить выключатель ENGINE MASTER (главный выключатель двигателя) в положение OFF (выкл.). – Установить рычаг управления двигателем в положение 0%. 	
(2)	Отсоединить главную аккумуляторную батарею самолета.	См. подраздел 24-31.
(3)	Снять капот двигателя.	См. подраздел 71-10.
(4)	Убрать кабельные стяжки и Р-образный хомут крепления шланга суфлирования.	См. рисунок 1.

	Операции	Примечания/Ссылки
(5)	Отсоединить шланг суфлирования: <ul style="list-style-type: none">– Убрать хомут крепления шланга суфлирования к выпускному штуцеру в верхней части масляного сепаратора.– Снять шланг суфлирования с выпускного штуцера в верхней части сепаратора.– Вытянуть шланг суфлирования из дренажного коллектора в нижней части фюзеляжа и убрать его.	

В. Установка шланга суфлирования масляного сепаратора

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Установить на шланг суфлирования новый хомут, присоединить шланг к выпускному отверстию суфлера и затянуть хомут.	
(2)	Установить Р-образный хомут крепления шланга суфлирования.	
(3)	Установить капот двигателя.	См. подраздел 71-10.
(4)	Подключить главную аккумуляторную батарею самолета.	См. подраздел 24-31.

РАЗДЕЛ 72

ДВИГАТЕЛЬ

Страница намеренно оставлена пустой

СОДЕРЖАНИЕ

РАЗДЕЛ 72

ДВИГАТЕЛЬ

1.	Общие сведения	1
2.	Описание	3
3.	Маслосистема двигателя	4

Поиск и устранение неисправностей

1.	Общие сведения	101
----	----------------------	-----

Порядок технического обслуживания

1.	Общие сведения	201
2.	Замена масла маслосистемы двигателя и замена масляного фильтра	202
3.	Замена масла редуктора	204
4.	Просмотр журнала событий двигателя	206

Страница намеренно оставлена пустой

РАЗДЕЛ 72

ДВИГАТЕЛЬ

1. Общие сведения

В данном разделе приводится основная информация о двигателе Austro Engine E4-A, установленном на самолете DA 40 NG, и описывается порядок технического обслуживания маслосистемы двигателя Austro Engine E4-A.

Дополнительную информацию о системах двигателя см. в следующих разделах:

- Раздел 73. Система подачи и регулирования топлива.
- Раздел 75. Система жидкостного охлаждения.
- Раздел 76. Система управления двигателем.
- Раздел 77. Система индикации параметров двигателя.
- Раздел 78. Выхлопная система двигателя.
- Раздел 79. Система охлаждения масла.
- Раздел 80. Система запуска двигателя.
- Раздел 81. Система турбонаддува.

Примечание: К выполнению работ по техническому обслуживанию и контролю двигателя Austro Engine E4-A допускаются только организации по техническому обслуживанию, уполномоченные компанией Austro Engine. Обо всех неисправностях двигателя необходимо сообщать в компанию Austro Engine.

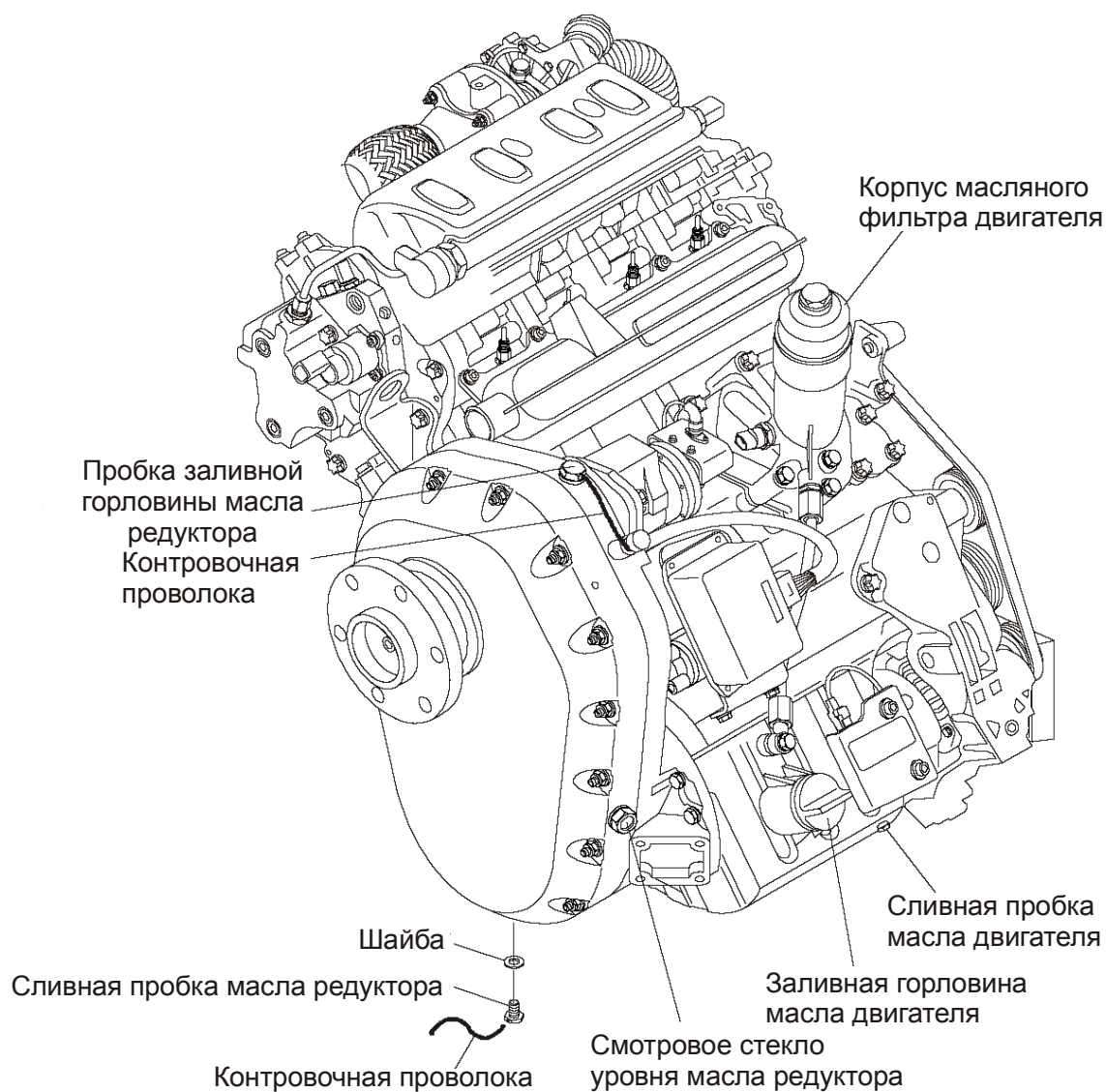


Рисунок 1. Расположение точек обслуживания маслосистемы

2. Описание

Двигатель Austro Engine E4-A представляет собой рядный четырехцилиндровый четырехтактный двигатель с двумя верхними распределительными валами (DOHC) и с жидкостным охлаждением. Клапаны приводятся в действие толкателями. Двигатель оснащен системой непосредственного впрыска топлива с общей топливной рампой и турбокомпрессором. Для управления всеми элементами двигателя используется электронный блок управления двигателем (EECU). Двигатель оснащен электрическим стартером, генератором, водяным насосом, маслонасосом, системой охлаждения и масляным радиатором. Привод воздушного винта осуществляется непосредственно через встроенный редуктор, оснащенный демпфером крутильных колебаний.

3. Маслосистема двигателя

Двигатель оснащен обычной маслосистемой с мокрым картером. Максимальный объем поддона составляет 7 л (7,4 ам. кварт). Информацию о разрешенных к применению марках масла маслосистемы двигателя см. в Руководстве по летной эксплуатации (раздел 2).

Масло подается внутренним маслонасосом двигателя на все подшипники и другие детали, требующие смазки. Для подачи масла на внутренние элементы в картере двигателя и головке блока цилиндров предусмотрены масляные каналы.

Расположение точек обслуживания маслосистемы двигателя АЕ Е4-А показано на рисунке 1. На двигателе имеются следующие точки обслуживания:

- Масляный фильтр, расположенный в верхней левой части двигателя рядом с головкой блока цилиндров. Фильтр необходимо заменять с периодичностью, указанной в разделе 05.
- Сливная пробка масла двигателя, расположенная с задней левой стороны поддона картера двигателя.
- Маслозаливная горловина двигателя, расположенная с левой стороны картера двигателя.
- Пробка заливной горловины масла редуктора, расположенная с верхней стороны редуктора.
- Смотровое стекло уровня масла редуктора, расположенное с левой стороны редуктора.
- Сливная пробка масла редуктора, расположенная с нижней стороны редуктора.
- Масляный сепаратор расположен под крышкой блока форсунок.

Поиск и устранение неисправностей**1. Общие сведения**

В данном подразделе описываются операции технического обслуживания двигателя, разрешенные для выполнения пользователем. Все прочие неисправности двигателя подлежат устранению на ремонтном предприятии, сертифицированном для обслуживания двигателей Austro Engine E4-A.

Неисправность	Возможная причина	Способ устранения
Низкое давление масла в маслосистеме двигателя.	Недостаточное количество масла в масляном поддоне двигателя.	Заправить маслом маслосистему двигателя.
	Неправильно работает клапан-регулятор давления масла.	Обратиться к изготовителю двигателя.
	Неисправен маслонасос.	Обратиться к изготовителю двигателя.
Чрезмерное повышение температуры масла редуктора.	Недостаточное количество масла в редукторе.	Установить причину утечки масла из редуктора и устранить неисправность. Заправить редуктор маслом. Перечень разрешенных марок масла см. в РЛЭ.

Страница намеренно оставлена пустой

Порядок технического обслуживания

1. Общие сведения

В данном подразделе описывается порядок обслуживания маслосистемы двигателя E4-A. Все прочие операции технического обслуживания описываются в документации по обслуживанию двигателей Austro Engine. Для проведения обслуживания, не описанного в данном подразделе, обращаться на ремонтное предприятие, сертифицированное для обслуживания двигателей Austro Engine E4-A, или к изготовителю двигателя.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: НЕ ДОПУСКАТЬ ПОПАДАНИЯ МАСЛА НА КОЖУ. ПОПАДАНИЕ МАСЛА НА КОЖУ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К РАЗВИТИЮ КОЖНЫХ ЗАБОЛЕВАНИЙ.

ВНИМАНИЕ: СМЕШИВАНИЕ МАСЛА РАЗНЫХ МАРОК НЕ ДОПУСКАЕТСЯ. ПРИ СМЕШИВАНИИ РАЗНЫХ МАРОК МАСЛО ТЕРЯЕТ РАБОЧИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ, ЧТО ВЕДЕТ К УСКОРЕННОМУ ИЗНОСУ ДВИГАТЕЛЯ.

ВНИМАНИЕ: ВСЕ ОТКРЫТЫЕ СОЕДИНЕНИЯ ВСЕГДА ЗАКРЫВАТЬ ЗАГЛУШКАМИ. НЕВЫПОЛНЕНИЕ ЭТОГО ТРЕБОВАНИЯ ВЕДЕТ К ЗАСОРЕНИЮ СИСТЕМЫ И ВОЗНИКНОВЕНИЮ НЕИСПРАВНОСТЕЙ.

Примечание: Пробу масла и использованный масляный фильтр необходимо поместить в чистый контейнер, маркировать и хранить на протяжении всего времени эксплуатации двигателя для предоставления по запросу в компанию Austro Engine GmbH. Маркировка должна включать серийный номер и регистрационный номер самолета, серийный номер двигателя, наработку двигателя и дату замены. Объем отбираемой пробы масла — 100 мл.

2. Замена масла маслосистемы двигателя и замена масляного фильтра

	Операции	Примечания/Ссылки
<p>ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: НЕ ДОПУСКАЕТСЯ НАХОЖДЕНИЕ В ОПАСНОЙ ЗОНЕ ВОЗДУШНОГО ВИНТА. НЕВЫПОЛНЕНИЕ ЭТОГО ТРЕБОВАНИЯ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ТРАВМЕ ИЛИ СМЕРТИ ПРИ ЗАПУСКЕ ДВИГАТЕЛЯ.</p> <p>ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: ПЕРЕД НАЧАЛОМ РАБОТЫ С ЭЛЕМЕНТАМИ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ДВИГАТЕЛЕМ НЕОБХОДИМО УБЕДИТЬСЯ, ЧТО ДВИГАТЕЛЬ ОБЕСТОЧЕН. ВРАЩЕНИЕ ВОЗДУШНОГО ВИНТА МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ТРАВМАМ.</p> <p>Примечание: Для обеспечения экологических требований замена масла редуктора разрешается только на маслoneпроницаемой поверхности. Использованное масло утилизировать с соблюдением действующих правил. Не допускать загрязнения маслом окружающей среды и подземных вод.</p>		
(1)	<p>Убедиться, что двигатель обесточен:</p> <ul style="list-style-type: none"> – Установить выключатель ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования) в положение OFF (выкл.). – Установить выключатель ENGINE MASTER (главный выключатель двигателя) в положение OFF (выкл.). – Установить рычаг управления двигателем в положение 0%. 	
(2)	Отсоединить главную аккумуляторную батарею самолета.	См. подраздел 24-34.
(3)	Снять капот двигателя.	См. подраздел 71-10.
(4)	<p>Слить масло из маслосистемы двигателя. - Убрать сливную пробку маслосистемы.</p> <ul style="list-style-type: none"> – Слить масло из маслосистемы двигателя при прогревом двигателя. – Осмотреть масло на наличие следов охлаждающей жидкости (наличие охлаждающей жидкости в масле не допускается). 	<p>См. Руководство по технической эксплуатации двигателя АЕ (последняя редакция).</p> <p>Для сбора масла использовать подходящую емкость. Приблизительно 8 - 10 л (2,11 - 2,64 ам. галл.).</p>
(5)	<p>Установить сливную пробку.</p> <ul style="list-style-type: none"> – Затянуть сливную пробку. – Законтрить сливную пробку контровочной проволокой. 	<p>С новой уплотнительной шайбой. См. Руководство по технической эксплуатации двигателя АЕ (последняя редакция).</p>

	Операции	Примечания/Ссылки
(6)	Заменить масляный фильтр: <ul style="list-style-type: none"> – Вскрыть патрон масляного фильтра. – Снять масляный фильтр. – Заменить кольцевые уплотнения. – Установить новый масляный фильтр. – Закрыть патрон. 	См. Руководство по технической эксплуатации двигателя АЕ (последняя редакция). Использовать торцовый ключ с внутренним шестигранником.
(7)	Разрезать использованный масляный фильтр. Осмотреть фильтр на наличие частиц металла.	При обнаружении в фильтре частиц металла обратиться к изготовителю двигателя.
ВНИМАНИЕ:		ИСПОЛЬЗОВАТЬ ТОЛЬКО МАСЛО РЕКОМЕНДОВАННЫХ МАРОК. ИНФОРМАЦИЮ О ТРЕБОВАНИЯХ К МАСЛУ МАСЛОСИСТЕМЫ ДВИГАТЕЛЯ СМ. В РАЗДЕЛЕ 2 РУКОВОДСТВА ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ. ИСПОЛЬЗОВАНИЕ МАСЛА ДРУГИХ МАРОК МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ВЫХОДУ ДВИГАТЕЛЯ ИЗ СТРОЯ.
(8)	Залить в маслосистему двигателя новое масло.	См. Руководство по технической эксплуатации двигателя АЕ (последняя редакция).
(9)	Установить капот двигателя.	См. подраздел 71-10.
(10)	Выполнить наземное опробование двигателя после прогрева двигателя до нормальной рабочей температуры.	См. подраздел 71-00 и Руководство по технической эксплуатации двигателя АЕ (последняя редакция).
(11)	Проверить маслосистему на герметичность: <ul style="list-style-type: none"> – Снять капот двигателя. – Осмотреть двигатель на наличие утечек, особенно в местах выполнения работ (у сливной пробки). – Установить капот двигателя. 	См. подраздел 71-10. См. подраздел 71-10.

3. Замена масла редуктора

	Операции	Примечания/Ссылки
Примечание: Для обеспечения экологических требований замена масла редуктора разрешается только на маслонепроницаемой поверхности. Использованное масло утилизировать с соблюдением действующих правил. Не допускать загрязнения маслом окружающей среды и подземных вод.		
(1)	Масло редуктора должно иметь рабочую температуру.	
ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: ПЕРЕД НАЧАЛОМ РАБОТЫ С ЭЛЕМЕНТАМИ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ДВИГАТЕЛЕМ НЕОБХОДИМО УБЕДИТЬСЯ, ЧТО ДВИГАТЕЛЬ ОБЕСТОЧЕН. ВРАЩЕНИЕ ВОЗДУШНОГО ВИНТА МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ТРАВМАМ.		
(2)	Убедиться, что двигатель обесточен: <ul style="list-style-type: none"> – Установить выключатель ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования) в положение OFF (выкл.). – Установить выключатель ENGINE MASTER (главный выключатель двигателя) в положение OFF (выкл.). – Установить рычаг управления двигателем в положение 0%. 	
(3)	Снять капот двигателя.	См. подраздел 71-10.
(4)	Убрать пробку маслосливной горловины редуктора.	См. Руководство по технической эксплуатации двигателя АЕ (последняя редакция).
(5)	Убрать сливную пробку масла редуктора.	См. Руководство по технической эксплуатации двигателя АЕ (последняя редакция).
(6)	Слить масло редуктора.	См. Руководство по технической эксплуатации двигателя АЕ (последняя редакция).
ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: НЕ ДОПУСКАЕТСЯ НАХОЖДЕНИЕ В ОПАСНОЙ ЗОНЕ ВОЗДУШНОГО ВИНТА. НЕВЫПОЛНЕНИЕ ЭТОГО ТРЕБОВАНИЯ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ТРАВМЕ ИЛИ СМЕРТИ ПРИ ЗАПУСКЕ ДВИГАТЕЛЯ.		
(7)	Установить сливную пробку масла редуктора. Законтрить контровочной проволокой.	См. Руководство по технической эксплуатации двигателя АЕ (последняя редакция).

	Операции	Примечания/Ссылки
ВНИМАНИЕ: МАСЛО РЕДУКТОРА ДОЛЖНО СООТВЕТСТВОВАТЬ ТЕХНИЧЕСКИМ УСЛОВИЯМ, УКАЗАННЫМ В РАЗДЕЛЕ 2 РУКОВОДСТВА ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ.		
(8)	Заправить редуктор маслом рекомендованной марки.	См. Руководство по технической эксплуатации двигателя АЕ (последняя редакция).
(9)	Установить пробку маслозаливной горловины редуктора. Законтрить контровочной проволокой.	См. Руководство по технической эксплуатации двигателя АЕ (последняя редакция).
(10)	Установить капот двигателя.	См. подраздел 71-10.
(11)	Выполнить наземное опробование двигателя.	См. подраздел 71-00 и Руководство по технической эксплуатации двигателя АЕ (последняя редакция).
(12)	Снять капот двигателя.	См. подраздел 71-10.
(13)	При необходимости долить масло в редуктор: <ul style="list-style-type: none"> – Убрать пробку маслозаливной горловины редуктора. – Долить масло в редуктор до требуемого уровня. – Закрыть и затянуть пробку маслозаливной горловины редуктора. – Законтрить пробку маслозаливной горловины контровочной проволокой. 	См. Руководство по технической эксплуатации двигателя АЕ (последняя редакция).
(14)	Проверить на наличие утечек, особенно в районе сливной пробки и пробки маслозаливной горловины редуктора.	
(15)	Установить капот двигателя.	См. подраздел 71-10.

4. Просмотр журнала событий двигателя

ВНИМАНИЕ: ЧТЕНИЕ ИНФОРМАЦИИ О ДВИГАТЕЛЕ МОЖЕТ ОСУЩЕСТВЛЯТЬСЯ ТОЛЬКО ПЕРСОНАЛОМ, УПОЛНОМОЧЕННЫМ КОМПАНИЕЙ АЕ.

ВНИМАНИЕ: ПРИ РАБОТЕ С ЭЛЕКТРОСИСТЕМОЙ САМОЛЕТА, ЕСЛИ ГЛАВНЫЙ ВЫКЛЮЧАТЕЛЬ ДВИГАТЕЛЯ (ENGINE MASTER) УСТАНОВЛЕН В ПОЛОЖЕНИЕ ВКЛ. (ON) И ДВИГАТЕЛЬ НЕ РАБОТАЕТ, НЕОБХОДИМО ВСЕГДА ПОДКЛЮЧАТЬ САМОЛЕТ К ИСТОЧНИКУ АЭРОДРОМНОГО ПИТАНИЯ НАПРЯЖЕНИЕМ 29 В. НЕВЫПОЛНЕНИЕ ЭТОГО ТРЕБОВАНИЯ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ВЫХОДУ ИЗ СТРОЯ ГЕНЕРАТОРА.

А. Оборудование

Наименование	Количество	Шифр
Портативный компьютер.	1	Серийная продукция.
Программное обеспечение Wizard 300 (последняя утвержденная версия).	—	—
Адаптер CAN.	1	Серийная продукция.

В. Просмотр журнала событий двигателя

См. Руководство по технической эксплуатации двигателя АЕ (последняя редакция).

РАЗДЕЛ 73

СИСТЕМА ПОДАЧИ И РЕГУЛИРОВАНИЯ ТОПЛИВА

Страница намеренно оставлена пустой

СОДЕРЖАНИЕ

РАЗДЕЛ 73

СИСТЕМА ПОДАЧИ И РЕГУЛИРОВАНИЯ ТОПЛИВА

1.	Общие сведения	1
2.	Описание и принцип работы	3
Поиск и устранение неисправностей		
1.	Общие сведения	101
Порядок технического обслуживания		
1.	Общие сведения	201

Страница намеренно оставлена пустой

РАЗДЕЛ 73**СИСТЕМА ПОДАЧИ И РЕГУЛИРОВАНИЯ ТОПЛИВА****1. Общие сведения**

В данном подразделе приводятся описание топливной системы двигателя Austro Engine E4-A, общая информация о системе и сведения о поиске и устранении неисправностей.

См. также Руководство по ремонту двигателя Austro Engine E4-A (документация изготовителя двигателя). Пользователь может выполнять замену элементов системы подачи воздуха и топливного фильтра. Информацию о топливной системе двигателя см. в документации изготовителя двигателя.

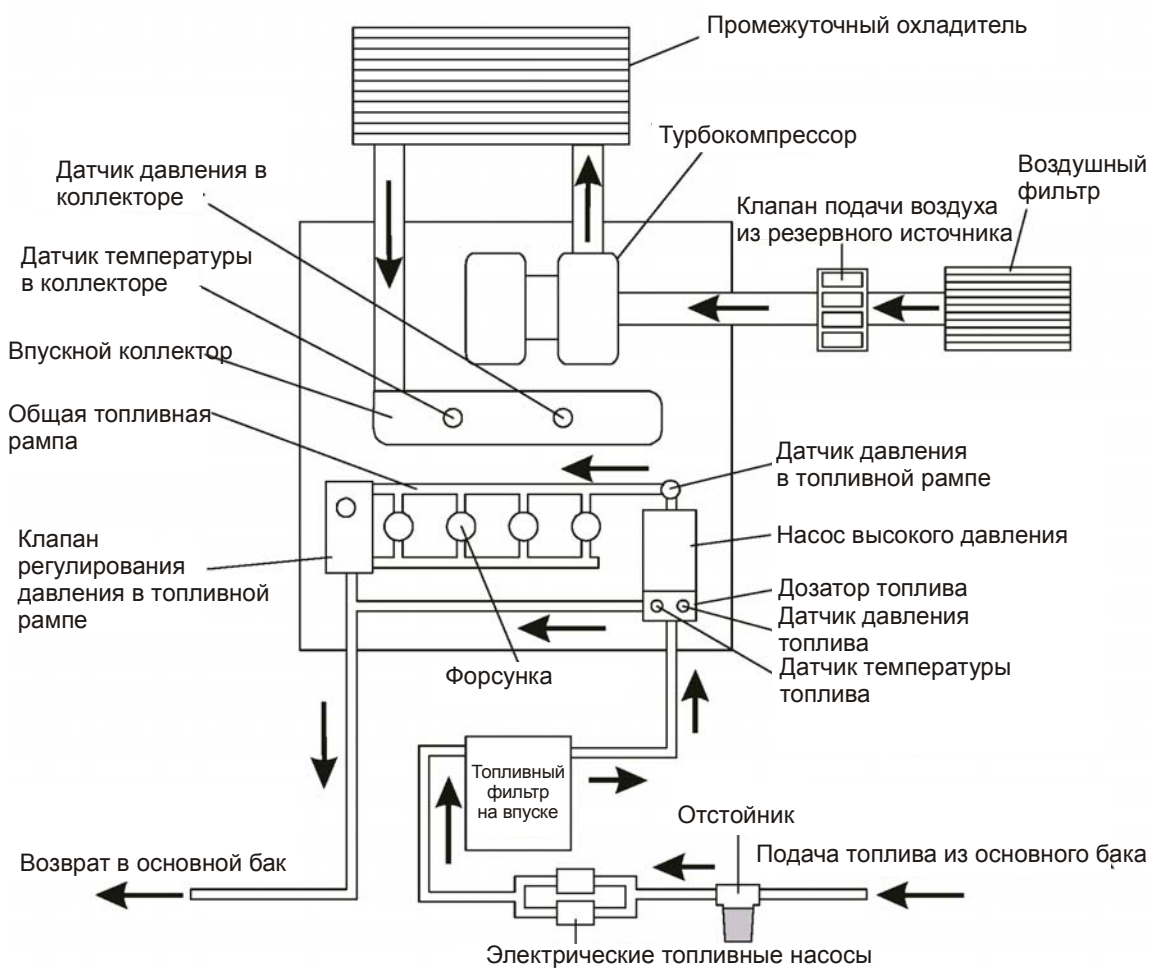


Рисунок 1. Схема топливной системы двигателя

2. Описание и принцип работы

Схема топливной системы двигателя AE E4-A самолета DA 40 NG показана на рисунке 1. Топливная система двигателя состоит из двух основных частей:

- Система подачи воздуха. Эта система обеспечивает подачу воздуха от впуска воздушного фильтра до впускного коллектора двигателя.
- Топливная система двигателя. Топливная система двигателя обеспечивает забор топлива из топливной системы самолета и впрыск топлива в цилиндры двигателя.

A. Система подачи воздуха

Система подачи воздуха двигателя имеет воздушный фильтр, расположенный на противопожарной перегородке в двигательном отсеке. Фильтр крепится к передней стороне клапана подачи воздуха из резервного источника. Впуск воздуха в клапан подачи воздуха из резервного источника производится непосредственно из двигательного отсека. Клапан может переключаться в положения подачи на двигатель фильтрованного воздуха и теплого нефильтрованного воздуха. Дополнительную информацию о воздушном фильтре и клапане подачи воздуха из резервного источника см. в подразделе 71-60.

Выпуск клапана подачи воздуха из резервного источника соединяется с турбокомпрессором. Выпуск турбокомпрессора соединяется с промежуточным охладителем и впускным коллектором двигателя. Дополнительную информацию о турбокомпрессоре и промежуточном охладителе см. в разделе 81.

B. Топливная система двигателя

Топливо из основного бака поступает через кран переключения подачи топлива и отстойник (тонкость фильтрации 210 мкм) на электрические топливные насосы низкого давления и далее на насос высокого давления, который обеспечивает необходимое давление и расход топлива. Перед насосом высокого давления установлен топливный фильтр тонкой очистки, обеспечивающий чистоту подаваемого топлива.

Насос высокого давления подает топливо в общую топливную рампу форсунок. Топливный насос высокого давления с приводом от двигателя оснащен агрегатом дозирования топлива, который обеспечивает подачу на сжатие строго необходимого количества топлива. Заданное давление в топливной рампе (измеряется непосредственно в рампе) поддерживается клапаном регулирования давления в топливной рампе. Излишки топлива поступают обратно в основную топливную систему самолета. Топливо, поступающее из двигателя, имеет высокую температуру. Горячее топливо проходит через топливный радиатор, расположенный в месте присоединения крыла к фюзеляжу, и возвращается через контур охлаждения внутри резервного бака в основной топливный бак.

Страница намеренно оставлена пустой

Поиск и устранение неисправностей

1. Общие сведения

В следующей таблице перечисляются возможные неисправности системы подачи и регулирования топлива. Приводится информация только о воздухозаборниках, воздушном и топливном фильтрах. За дополнительной информацией о поиске и устранении неисправностей топливной системы двигателя и системы управления двигателем обращаться к изготовителю двигателя.

При обнаружении неисправности, указанной в столбце «Неисправность», определить ее причину в столбце «Возможная причина» и выполнить действия по устранению неисправности, описанные в столбце «Способ устранения».

Неисправность	Возможная причина	Способ устранения
Потеря мощности двигателя.	Засорен воздухозаборник.	Осмотреть воздухозаборник. Устранить засорение. См. подраздел 71-60.
	Загрязнен или поврежден воздушный фильтр.	Заменить воздушный фильтр. См. подраздел 71-60.
	Загрязнен или поврежден топливный фильтр.	Заменить топливный фильтр. Проверить топливо в топливной системе самолета на загрязнение. См. подразделы 28-00 и 28-20.
	Попадание воздуха в систему распределения топлива.	Прокачать систему распределения топлива для удаления воздуха. См. подраздел 28-20.

Страница намеренно оставлена пустой

Порядок технического обслуживания

1. Общие сведения

Ремонт топливной системы двигателя может выполняться только на ремонтном предприятии, сертифицированном для обслуживания двигателей Austro Engine. За дополнительной информацией о топливной системе двигателя и системе управления двигателем обращаться к изготовителю двигателя.

Дополнительную информацию о системе распределения топлива см. в подразделе 28-20. Информацию об обслуживании воздушного фильтра и клапана подачи воздуха из резервного источника см. в подразделе 71-60. Информацию об обслуживании системы турбонаддува см. в разделе 81.

Страница намеренно оставлена пустой

РАЗДЕЛ 75

СИСТЕМА ЖИДКОСТНОГО ОХЛАЖДЕНИЯ

Страница намеренно оставлена пустой

СОДЕРЖАНИЕ

РАЗДЕЛ 75

СИСТЕМА ЖИДКОСТНОГО ОХЛАЖДЕНИЯ

1.	Общие сведения	1
2.	Описание	3

Поиск и устранение неисправностей

1.	Общие сведения	101
----	----------------------	-----

Порядок технического обслуживания

1.	Общие сведения	201
2.	Демонтаж/установка расширительного бака охлаждающей жидкости	201
3.	Демонтаж/установка предохранительного клапана	204
4.	Демонтаж/установка радиатора охлаждающей жидкости	205
5.	Заправка системы охлаждения двигателя и прокачка системы для удаления из нее воздуха	207
6.	Слив охлаждающей жидкости из системы охлаждения двигателя	209
7.	Испытание системы охлаждения давлением	211

Страница намеренно оставлена пустой

РАЗДЕЛ 75**СИСТЕМА ЖИДКОСТНОГО ОХЛАЖДЕНИЯ****1. Общие сведения**

В данном разделе приводится описание системы жидкостного охлаждения самолета DA 40 NG, описывается порядок демонтажа и установки элементов системы жидкостного охлаждения.

Принципиальная схема системы жидкостного охлаждения показана на рисунке 1. Схема установки системы на самолете показана на рисунке 2.

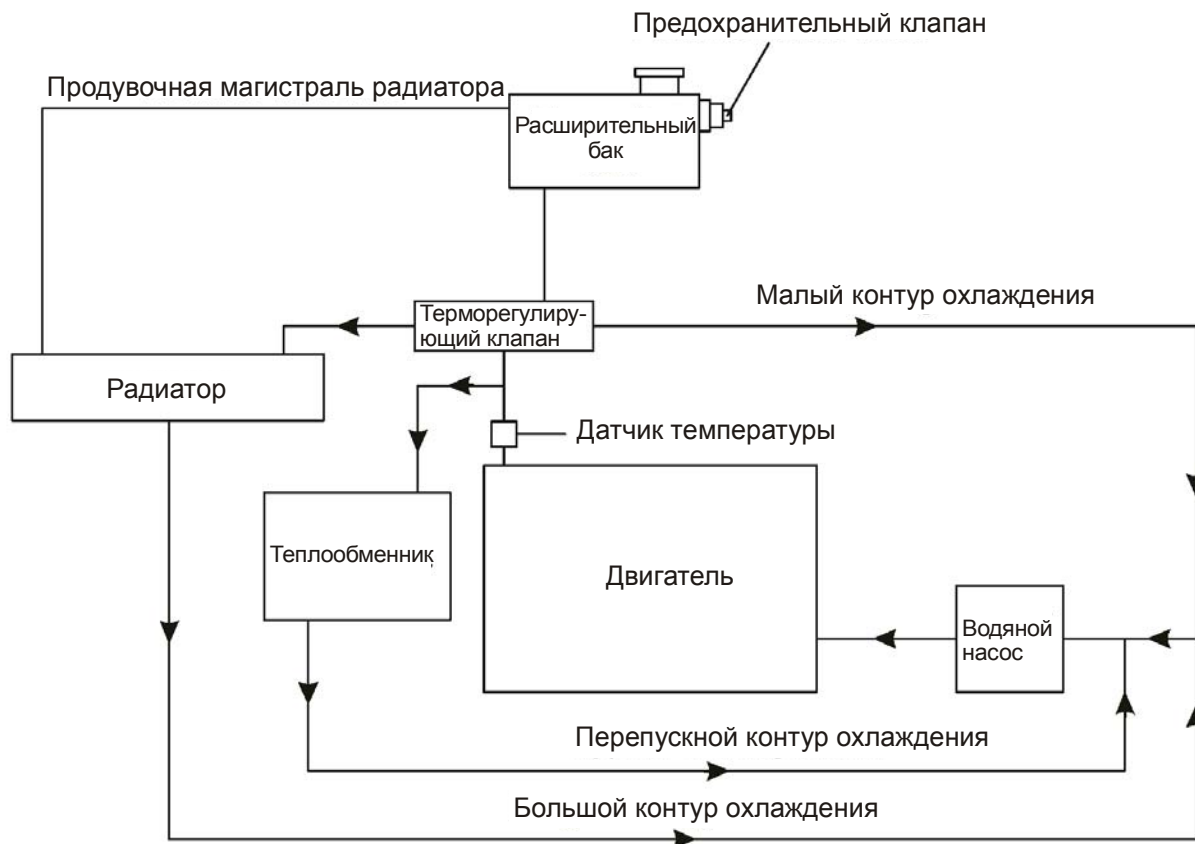


Рисунок 1. Принципиальная схема системы жидкостного охлаждения

2. Описание

Двигатель оснащен водяной системой жидкостного охлаждения. В качестве охлаждающей жидкости в системе используется смесь воды и антифриза. Перечень разрешенных к применению марок охлаждающей жидкости см. в Руководстве по летной эксплуатации.

Двигатель оснащен встроенным насосом охлаждающей жидкости. Насос охлаждающей жидкости расположен в задней части двигателя и приводится в действие при помощи поликлинового ремня. Натяжение ремня поддерживается автоматическим натяжителем.

На выпуске охлаждающей жидкости двигателя расположен датчик температуры, подключенный к системе управления двигателем. Температура охлаждающей жидкости отображается на экране комплексной пилотажно-навигационной системы (индикатор COOLING TEMPERATURE (температура охлаждающей жидкости)).

Система охлаждения состоит из трех контуров (см. рисунок 1):

А. Малый контур охлаждения

Этот контур открыт при температуре охлаждающей жидкости ниже 80°C (176°F). Охлаждающая жидкость циркулирует через закрытый терморегулирующий клапан, водяной насос и двигатель.

В. Перепускной контур охлаждения

Перепускной контур охлаждения открыт всегда. Охлаждающая жидкость циркулирует через двигатель, теплообменник и водяной насос.

С. Большой контур охлаждения

Этот контур начинает открываться при температуре 80°C (176°F) и полностью открывается при температуре 95°C (203). Охлаждающая жидкость циркулирует через терморегулирующий клапан, радиатор (расположенный под моторной рамой), водяной насос и двигатель.

Расширительный бак охлаждающей жидкости расположен на двигателе рядом с терморегулирующим клапаном. Это наивысшая точка системы. Верхняя точка системы соединяется шлангом малого диаметра с верхом расширительного бака охлаждающей жидкости. Бак оснащен клапаном избыточного давления, который открывается при превышении максимального давления в системе охлаждения.

Низ бака охлаждающей жидкости соединяется шлангом малого диаметра с впуском насоса охлаждающей жидкости.

В баке охлаждающей жидкости установлено реле уровня охлаждающей жидкости, управляющее включением предупредительного сигнализатора WATER LEVEL (уровень воды) на экране индикатора комплексной пилотажно-навигационной системы.

В верхней части расширительного бака охлаждающей жидкости установлен предохранительный клапан, обеспечивающий защиту контура охлаждения от чрезмерного повышения и понижения давления.

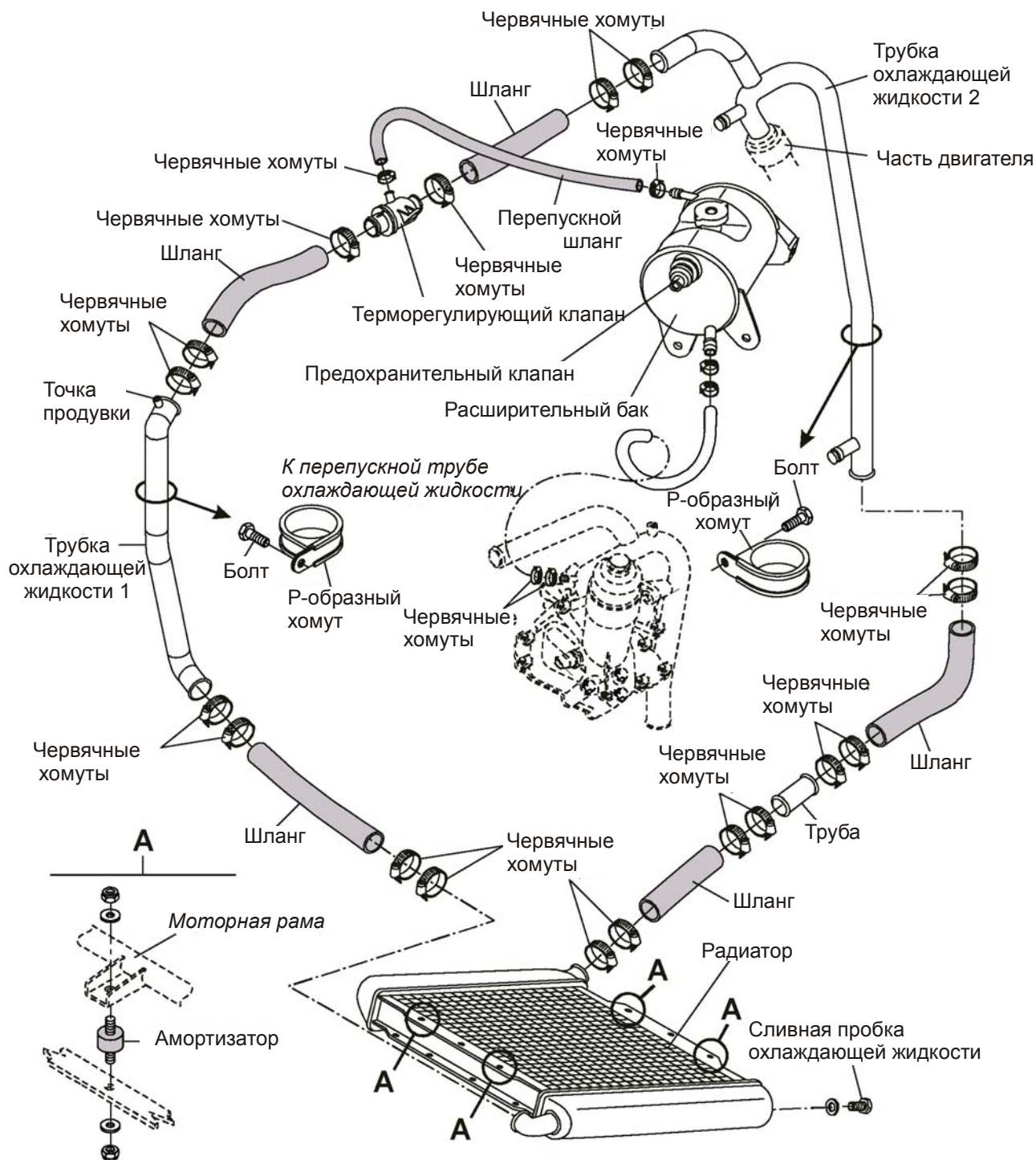


Рисунок 2: Установка системы жидкостного охлаждения

Поиск и устранение неисправностей

1. Общие сведения

В следующей таблице приводится информация, необходимая для поиска и устранения неисправностей системы жидкостного охлаждения. При обнаружении неисправности, указанной в столбце «Неисправность», определить ее причину в столбце «Возможная причина» и выполнить действия по устранению неисправности, описанные в столбце «Способ устранения».

В следующей таблице приводится информация о неисправностях системы охлаждения, которые могут быть устранены эксплуатантом самолета.

Неисправность	Возможная причина	Способ устранения
Двигатель перегревается.	Изношен или разорван плоский ремень.	Обратиться к изготовителю двигателя.
	Низкий уровень охлаждающей жидкости.	Дозаправить систему охлаждения. См. подраздел 12-10.
	Утечка охлаждающей жидкости.	Осмотреть все соединения системы на предмет утечки. Отремонтировать или заменить неисправные детали.
	Попадание воздуха в систему охлаждения.	Прокачать систему охлаждения.
	Засорение матрицы радиатора посторонними предметами.	Убрать посторонние предметы и очистить матрицу радиатора.
	Неисправен терморегулирующий клапан.	Обратиться к изготовителю двигателя.
	Неисправен насос охлаждающей жидкости.	Обратиться к изготовителю двигателя.
	Неисправно уплотнение головки блока цилиндров.	Обратиться к изготовителю двигателя.

Страница намеренно оставлена пустой

Порядок технического обслуживания

1. Общие сведения

В данном подразделе описывается порядок технического обслуживания элементов системы жидкостного охлаждения.

2. Демонтаж/установка расширительного бака охлаждающей жидкости

А. Демонтаж расширительного бака охлаждающей жидкости

	Операции	Примечания/Ссылки
<p>ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: НЕ ДОПУСКАЕТСЯ НАХОЖДЕНИЕ В ОПАСНОЙ ЗОНЕ ВОЗДУШНОГО ВИНТА. НЕВЫПОЛНЕНИЕ ЭТОГО ТРЕБОВАНИЯ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ТРАВМЕ ИЛИ СМЕРТИ ПРИ ЗАПУСКЕ ДВИГАТЕЛЯ.</p> <p>ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: ПЕРЕД НАЧАЛОМ РАБОТЫ С ЭЛЕМЕНТАМИ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ДВИГАТЕЛЕМ НЕОБХОДИМО УБЕДИТЬСЯ, ЧТО ДВИГАТЕЛЬ ОБЕСТОЧЕН. ВРАЩЕНИЕ ВОЗДУШНОГО ВИНТА МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ТРАВМАМ.</p>		
(1)	<p>Убедиться, что двигатель обесточен:</p> <ul style="list-style-type: none"> – Установить выключатель ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования) в положение OFF (выкл.). – Установить выключатель ENGINE MASTER (главный выключатель двигателя) в положение OFF (выкл.). – Установить рычаг управления двигателем в положение 0%. 	
(2)	Отсоединить главную аккумуляторную батарею самолета.	См. подраздел 24-31.
(3)	Снять капот двигателя.	См. подраздел 71-10.
<p>ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: НЕ СНИМАТЬ ГЕРМЕТИЧНУЮ КРЫШКУ РАСШИРИТЕЛЬНОГО БАКА ПРИ ГОРЯЧЕМ ДВИГАТЕЛЕ. ЭТО МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ВЫБРОСУ ГОРЯЧЕЙ ОХЛАЖДАЮЩЕЙ ЖИДКОСТИ ПОД ДАВЛЕНИЕМ СИСТЕМЫ И ОЖОГАМ.</p>		
(4)	<p>Снять герметичную крышку бака охлаждающей жидкости:</p> <ul style="list-style-type: none"> – Слегка повернуть крышку против часовой стрелки для стравливания давления. – После полного стравливания давления повернуть крышку против часовой стрелки до упора. 	

	Операции	Примечания/Ссылки
(5)	Отсоединить шланг, соединяющий расширительный бак с системой подачи: <ul style="list-style-type: none"> – Снять червячный хомут крепления шланга. – Снять шланг со штуцера расширительного бака. 	Для сбора охлаждающей жидкости установить подходящую емкость.
(6)	Отсоединить электропровода от реле уровня охлаждающей жидкости.	Линейный разъем на реле.
(7)	Отсоединить от бака охлаждающей жидкости шланг, соединяющий бак охлаждающей жидкости с терморегулирующим клапаном.	
(8)	Отвинтить и убрать гайки и болты крепления бака охлаждающей жидкости к промежуточному охладителю.	
(9)	Снять расширительный бак с двигателя.	

В. Установка расширительного бака охлаждающей жидкости

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Установить расширительный бак на промежуточный охладитель.	
(2)	Присоединить к реле уровня охлаждающей жидкости электропровода.	
(3)	Присоединить шланг, соединяющий бак охлаждающей жидкости с терморегулирующим клапаном.	
(4)	Присоединить шланг, соединяющий расширительный бак с системой подачи: <ul style="list-style-type: none">– Надеть шланг на штуцер расширительного бака.– Установить червячный хомут крепления шланга.	
(5)	Заправить охлаждающей жидкостью и прокачать систему охлаждения.	См. п. 5.
(6)	Установить капот двигателя.	См. подраздел 71-10.

3. Демонтаж/установка предохранительного клапана**А. Демонтаж предохранительного клапана**

	Операции	Примечания/Ссылки
ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: НЕ ДОПУСКАЕТСЯ НАХОЖДЕНИЕ В ОПАСНОЙ ЗОНЕ ВОЗДУШНОГО ВИНТА. НЕВЫПОЛНЕНИЕ ЭТОГО ТРЕБОВАНИЯ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ТРАВМЕ ИЛИ СМЕРТИ ПРИ ЗАПУСКЕ ДВИГАТЕЛЯ.		
ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: ПЕРЕД НАЧАЛОМ РАБОТЫ С ЭЛЕМЕНТАМИ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ДВИГАТЕЛЕМ НЕОБХОДИМО УБЕДИТЬСЯ, ЧТО ДВИГАТЕЛЬ ОБЕСТОЧЕН. ВРАЩЕНИЕ ВОЗДУШНОГО ВИНТА МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ТРАВМАМ.		
(1)	Убедиться, что двигатель обесточен: <ul style="list-style-type: none">– Установить выключатель ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования) в положение OFF (выкл.).– Установить выключатель ENGINE MASTER (главный выключатель двигателя) в положение OFF (выкл.).– Установить рычаг управления двигателем в положение 0 %.	
(2)	Снять капот двигателя.	См. подраздел 71-10.
ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: НЕ СНИМАТЬ ГЕРМЕТИЧНУЮ КРЫШКУ РАСШИРИТЕЛЬНОГО БАКА ПРИ ГОРЯЧЕМ ДВИГАТЕЛЕ. ЭТО МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ВЫБРОСУ ГОРЯЧЕЙ ОХЛАЖДАЮЩЕЙ ЖИДКОСТИ ПОД ДАВЛЕНИЕМ СИСТЕМЫ И ОЖОГАМ.		
(3)	Убрать контровочную проволоку с предохранительного клапана.	
(4)	Демонтировать предохранительный клапан.	

В. Установка предохранительного клапана

	Операции	Примечания/ссылки
(1)	Установить предохранительный клапан.	Усилие затяжки 12-15 Нм (8,85-11,06 фунт-с-фут).
(2)	Установить контровочную проволоку.	
(3)	Установить капот двигателя.	См. подраздел 71-10.

4. Демонтаж/установка радиатора охлаждающей жидкости

А. Демонтаж радиатора охлаждающей жидкости

	Операции	Примечания/Ссылки
<p>ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: НЕ ДОПУСКАЕТСЯ НАХОЖДЕНИЕ В ОПАСНОЙ ЗОНЕ ВОЗДУШНОГО ВИНТА. НЕВЫПОЛНЕНИЕ ЭТОГО ТРЕБОВАНИЯ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ТРАВМЕ ИЛИ СМЕРТИ ПРИ ЗАПУСКЕ ДВИГАТЕЛЯ.</p> <p>ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: ПЕРЕД НАЧАЛОМ РАБОТЫ С ЭЛЕМЕНТАМИ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ДВИГАТЕЛЕМ НЕОБХОДИМО УБЕДИТЬСЯ, ЧТО ДВИГАТЕЛЬ ОБЕСТОЧЕН. ВРАЩЕНИЕ ВОЗДУШНОГО ВИНТА МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ТРАВМАМ.</p>		
(1)	Убедиться, что двигатель обесточен: <ul style="list-style-type: none"> – Установить выключатель ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования) в положение OFF (выкл.). – Установить выключатель ENGINE MASTER (главный выключатель двигателя) в положение OFF (выкл.). – Установить рычаг управления двигателем в положение 0 %. 	
(2)	Отсоединить главную аккумуляторную батарею самолета.	См. подраздел 24-31.
(3)	Снять капот двигателя.	См. подраздел 71-10.
<p>ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: НЕ СНИМАТЬ ГЕРМЕТИЧНУЮ КРЫШКУ РАСШИРИТЕЛЬНОГО БАКА ПРИ ГОРЯЧЕМ ДВИГАТЕЛЕ. ЭТО МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ВЫБРОСУ ГОРЯЧЕЙ ОХЛАЖДАЮЩЕЙ ЖИДКОСТИ ПОД ДАВЛЕНИЕМ СИСТЕМЫ И ОЖОГАМ.</p>		
(4)	Снять герметичную крышку бака охлаждающей жидкости, чтобы стравить остаточное давление в системе: <ul style="list-style-type: none"> – Слегка повернуть крышку против часовой стрелки для стравливания давления. – После полного стравливания давления повернуть крышку против часовой стрелки до упора. 	
(5)	Слить охлаждающую жидкость.	

	Операции	Примечания/Ссылки
(6)	Отсоединить шланги от радиатора: <ul style="list-style-type: none"> – Снять червячные хомуты крепления шлангов. – Отсоединить шланги от штуцеров радиатора. 	Заметить положение и ориентацию шлангов на радиаторе.
(7)	Демонтировать радиатор: <ul style="list-style-type: none"> – Отвинтить и убрать гайки и шайбы крепления радиатора к моторной раме. – Извлечь радиатор из двигательного отсека. 	

В. Установка радиатора охлаждающей жидкости

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Установить радиатор: <ul style="list-style-type: none"> – Установить радиатор на место в нижней части моторной рамы. – Установить шайбы и гайки крепления радиатора к моторной раме. 	
(2)	Присоединить к радиатору шланги, отсоединенные при выполнении п. 4А (операция 6): <ul style="list-style-type: none"> – Присоединить шланги к впускному и выпускному штуцерам радиатора. – Закрепить шланги червячными хомутами. 	В местах, отмеченных в п. 4А, операция 6, с соблюдением отмеченной ориентации.
(3)	Заправить охлаждающей жидкостью и прокачать систему охлаждения.	См. п. 5.
(4)	Установить капот двигателя.	См. подраздел 71-10.

5. Заправка системы охлаждения двигателя и прокачка системы для удаления из нее воздуха

	Операции	Примечания/Ссылки
<p>ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: НЕ ДОПУСКАЕТСЯ НАХОЖДЕНИЕ В ОПАСНОЙ ЗОНЕ ВОЗДУШНОГО ВИНТА. НЕВЫПОЛНЕНИЕ ЭТОГО ТРЕБОВАНИЯ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ТРАВМЕ ИЛИ СМЕРТИ ПРИ ЗАПУСКЕ ДВИГАТЕЛЯ.</p> <p>ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: ПЕРЕД НАЧАЛОМ РАБОТЫ С ЭЛЕМЕНТАМИ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ДВИГАТЕЛЕМ НЕОБХОДИМО УБЕДИТЬСЯ, ЧТО ДВИГАТЕЛЬ ОБЕСТОЧЕН. ВРАЩЕНИЕ ВОЗДУШНОГО ВИНТА МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ТРАВМАМ.</p>		
(1)	<p>Убедиться, что двигатель обесточен:</p> <ul style="list-style-type: none"> – Установить выключатель ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования) в положение OFF (выкл.). – Установить выключатель ENGINE MASTER (главный выключатель двигателя) в положение OFF (выкл.). – Установить рычаг управления двигателем в положение 0%. 	
(2)	Отсоединить главную аккумуляторную батарею самолета.	См. подраздел 24-31.
(3)	Снять капот двигателя.	См. подраздел 71-10.
<p>ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: НЕ СНИМАТЬ ГЕРМЕТИЧНУЮ КРЫШКУ РАСШИРИТЕЛЬНОГО БАКА ПРИ ГОРЯЧЕМ ДВИГАТЕЛЕ. ЭТО МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ВЫБРОСУ ГОРЯЧЕЙ ОХЛАЖДАЮЩЕЙ ЖИДКОСТИ ПОД ДАВЛЕНИЕМ СИСТЕМЫ И ОЖОГАМ.</p>		
(4)	<p>Дозаправить систему охлаждения:</p> <ul style="list-style-type: none"> – Открыть винт продувки на трубопроводе радиатора охлаждающей жидкости. – Залить охлаждающую жидкость в бак охлаждающей жидкости. – При пропадании пузырьков воздуха в охлаждающей жидкости, вытекающей из точек продувки, закрыть винт продувки. – Установить крышку бака охлаждающей жидкости. 	Дождаться заполнения системы охлаждающей жидкостью.

	Операции	Примечания/Ссылки
(5)	<p>Выполнить наземное опробование двигателя.</p> <ul style="list-style-type: none"> – Дождаться прогрева охлаждающей жидкости до момента открытия основного контура терморегулирующим клапаном. – После останова проверить систему на наличие утечек. 	См. Руководство по летной эксплуатации.
(6)	Дождаться охлаждения двигателя.	
<p>ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: НЕ СНИМАТЬ ГЕРМЕТИЧНУЮ КРЫШКУ РАСШИРИТЕЛЬНОГО БАКА ПРИ ГОРЯЧЕМ ДВИГАТЕЛЕ. ЭТО МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ВЫБРОСУ ГОРЯЧЕЙ ОХЛАЖДАЮЩЕЙ ЖИДКОСТИ ПОД ДАВЛЕНИЕМ СИСТЕМЫ И ОЖОГАМ.</p>		
(7)	<p>Снять герметичную крышку бака охлаждающей жидкости:</p> <ul style="list-style-type: none"> – Слегка повернуть крышку против часовой стрелки для стравливания давления. – После полного стравливания давления повернуть крышку против часовой стрелки до упора. 	
(8)	Проверить уровень охлаждающей жидкости. Повторять операции 1 - 7 до тех пор, пока в системе не останется воздуха, а уровень жидкости не будет соответствовать метке в баке охлаждающей жидкости.	
(9)	Установить крышку бака охлаждающей жидкости.	
(10)	Установить капот двигателя.	См. подраздел 71-10.

6. Слив охлаждающей жидкости из системы охлаждения двигателя

	Операции	Примечания/Ссылки
ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: НЕ ДОПУСКАЕТСЯ НАХОЖДЕНИЕ В ОПАСНОЙ ЗОНЕ ВОЗДУШНОГО ВИНТА. НЕВЫПОЛНЕНИЕ ЭТОГО ТРЕБОВАНИЯ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ТРАВМЕ ИЛИ СМЕРТИ ПРИ ЗАПУСКЕ ДВИГАТЕЛЯ.		
ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: ПЕРЕД НАЧАЛОМ РАБОТЫ С ЭЛЕМЕНТАМИ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ДВИГАТЕЛЕМ НЕОБХОДИМО УБЕДИТЬСЯ, ЧТО ДВИГАТЕЛЬ ОБЕСТОЧЕН. ВРАЩЕНИЕ ВОЗДУШНОГО ВИНТА МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ТРАВМАМ.		
(1)	<p>Убедиться, что двигатель обесточен:</p> <ul style="list-style-type: none"> – Установить выключатель ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования) в положение OFF (выкл.). – Установить выключатель ENGINE MASTER (главный выключатель двигателя) в положение OFF (выкл.). – Установить рычаг управления двигателем в положение 0%. 	
(2)	Отсоединить главную аккумуляторную батарею самолета.	См. подраздел 24-31.
(3)	Снять капот двигателя.	См. подраздел 71-10.
ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: НЕ СНИМАТЬ ГЕРМЕТИЧНУЮ КРЫШКУ РАСШИРИТЕЛЬНОГО БАКА ПРИ ГОРЯЧЕМ ДВИГАТЕЛЕ. ЭТО МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ВЫБРОСУ ГОРЯЧЕЙ ОХЛАЖДАЮЩЕЙ ЖИДКОСТИ ПОД ДАВЛЕНИЕМ СИСТЕМЫ И ОЖОГАМ.		
(4)	<p>Снять герметичную крышку бака охлаждающей жидкости, чтобы стравить остаточное давление в системе:</p> <ul style="list-style-type: none"> – Слегка повернуть крышку против часовой стрелки для стравливания давления. – После полного стравливания давления повернуть крышку против часовой стрелки до упора. 	

	Операции	Примечания/Ссылки
(5)	Слить охлаждающую жидкость из системы охлаждения: <ul style="list-style-type: none">– Убрать сливную пробку с нижней левой стороны радиатора охлаждающей жидкости.	

7. Испытание системы охлаждения давлением**А. Оборудование**

Наименование	Количество	Шифр
Оборудование для испытания давлением.	1	Серийная продукция.

В. Испытание системы охлаждения давлением

	Операции	Примечания/Ссылки
<p>ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: НЕ ДОПУСКАЕТСЯ НАХОЖДЕНИЕ В ОПАСНОЙ ЗОНЕ ВОЗДУШНОГО ВИНТА. НЕВЫПОЛНЕНИЕ ЭТОГО ТРЕБОВАНИЯ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ТРАВМЕ ИЛИ СМЕРТИ ПРИ ЗАПУСКЕ ДВИГАТЕЛЯ.</p> <p>ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: ПЕРЕД НАЧАЛОМ РАБОТЫ С ЭЛЕМЕНТАМИ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ДВИГАТЕЛЕМ НЕОБХОДИМО УБЕДИТЬСЯ, ЧТО ДВИГАТЕЛЬ ОБЕСТОЧЕН. ВРАЩЕНИЕ ВОЗДУШНОГО ВИНТА МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ТРАВМАМ.</p>		
(1)	Убедиться, что двигатель обесточен: <ul style="list-style-type: none"> – Установить выключатель ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования) в положение OFF (выкл.). – Установить выключатель ENGINE MASTER (главный выключатель двигателя) в положение OFF (выкл.). – Установить рычаг управления двигателем в положение 0%. 	
(2)	Отсоединить главную аккумуляторную батарею самолета.	См. подраздел 24-31.
(3)	Снять капот двигателя.	См. подраздел 71-10.
<p>ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: НЕ СНИМАТЬ ГЕРМЕТИЧНУЮ КРЫШКУ РАСШИРИТЕЛЬНОГО БАКА ПРИ ГОРЯЧЕМ ДВИГАТЕЛЕ. ЭТО МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ВЫБРОСУ ГОРЯЧЕЙ ОХЛАЖДАЮЩЕЙ ЖИДКОСТИ ПОД ДАВЛЕНИЕМ СИСТЕМЫ И ОЖОГАМ.</p>		
(4)	Снять крышку заливной горловины бака охлаждающей жидкости и установить вместо нее оборудование для испытания давлением.	
(5)	Демонтировать клапан избыточного давления. Закрыть отверстие заглушкой.	

	Операции	Примечания/Ссылки
(6)	Подать давление в систему охлаждения.	3 бар (43,5 фунт/кв. дюйм). Выдержать давление в течение не менее 15 минут. См. Руководство по установке двигателя АЕ (последняя редакция).
(7)	Проверить систему охлаждения на наличие утечек.	
(8)	Снять оборудование для испытания давлением с бака охлаждающей жидкости. – Открыть предохранительный клапан испытательного оборудования. – Осторожно снять испытательное оборудование, стравливая остаточное давление.	Если он установлен.
(9)	Убрать заглушку. Установить клапан избыточного давления.	
(10)	Установить крышку бака охлаждающей жидкости.	
(11)	Установить капот двигателя.	См. подраздел 71-10.
(12)	Подключить главную аккумуляторную батарею самолета.	См. подраздел 24-31.

РАЗДЕЛ 76

СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ ДВИГАТЕЛЕМ

Страница намеренно оставлена пустой

СОДЕРЖАНИЕ

РАЗДЕЛ 76

СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ ДВИГАТЕЛЕМ

1.	Общие сведения	1
2.	Описание и принцип работы	1

Поиск и устранение неисправностей

1.	Общие сведения	101
----	----------------------	-----

Порядок технического обслуживания

1.	Общие сведения	201
2.	Демонтаж/установка датчика положения рычага управления двигателем	201
3.	Демонтаж/установка блока управления двигателем (EECU)	203
4.	Демонтаж/установка жгута проводов системы управления двигателем	206

Страница намеренно оставлена пустой

РАЗДЕЛ 76

СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ ДВИГАТЕЛЕМ

1. Общие сведения

В данном разделе приводится описание системы управления двигателем самолетом DA 40 NG. Управление двигателем осуществляется при помощи одного рычага управления. Рычаг управления двигателем соединяется электропроводами с системой управления двигателем.

2. Описание и принцип работы

Принципиальная схема системы управления двигателем показана на рисунке 1. Двигатель оснащен электронной системой управления (EECS).

Система управления двигателем имеет два независимых компьютера, каждый из которых способен выполнять все функции управления двигателем и воздушным винтом. Система состоит из следующих основных элементов:

- Два цифровых блока управления двигателем (блоки управления двигателем А и В, установленные в фюзеляжном отсеке).
- Жгут электропроводов, соединяющий блоки управления двигателем с двигателем, рычагом управления двигателем, панелью сигнализации, кнопками управления и некоторыми приборами.
- Датчики измерения параметров работы двигателя.
- Электрический рычаг управления двигателем на центральной панели.
- Кнопка ECU TEST (проверка блока управления двигателем) управления для проверки системы управления двигателем.
- Переключатель ECU VOTER (переключатель блоков управления двигателем) для переключения между автоматическим режимом, блоком управления двигателем А и блоком управления двигателем В в аварийной ситуации.

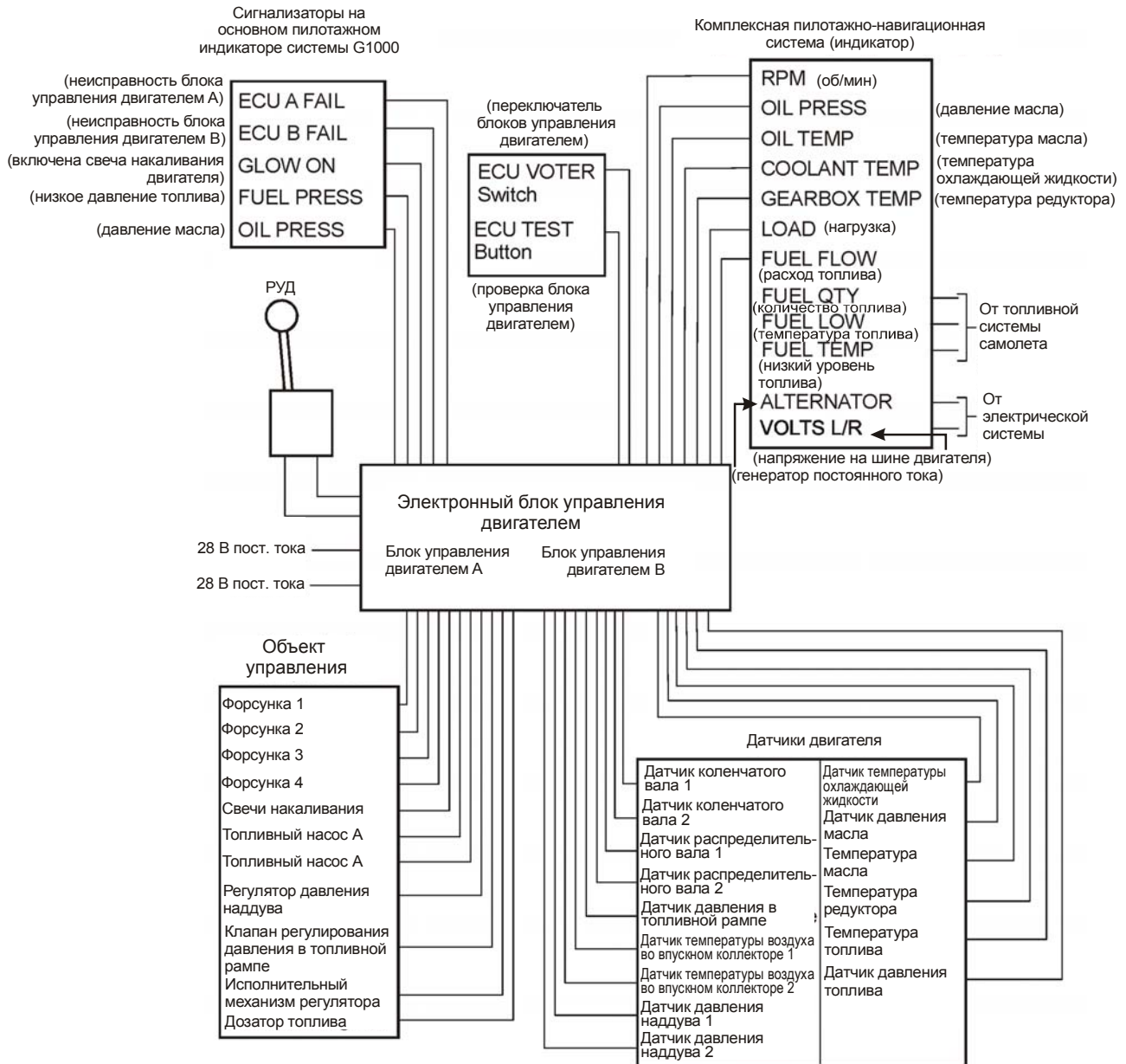


Рисунок 1. Принципиальная схема системы управления двигателем

А. Блоки управления двигателем

Блоки управления двигателем А и В установлены в одном ящике, расположенном в фюзеляжном отсеке под креслом пилота. Ящик соединяется жгутом проводов с двигателем, рычагом управления двигателем и комплексной пилотажно-навигационной системой.

В обычном режиме работы питание на систему подается от генератора. При отказе генератора управление автоматически переключается на блок В и питание системы осуществляется от резервной аккумуляторной батареи блока управления двигателем. Дополнительную информацию об электропитании системы управления двигателем см. в подразделе 24-00.

На панели сигнализации комплексной пилотажно-навигационной системы расположены два предупредительных сигнализатора системы управления двигателем янтарного цвета ECU А (блок управления двигателем А) и ECU В (блок управления двигателем В).

В левой части главной приборной панели расположен переключатель ECU VOTER (переключатель блоков управления двигателем), позволяющий переключаться между блоками А и В. В штатном режиме работы переключатель установлен в положение AUTO (автоматически) и управление двигателем осуществляет блок, автоматически выбранный системой.

Кнопка ECU TEST (проверка блока управления двигателем) в левой части главной приборной панели служит для запуска проверки системы. Порядок проверки блоков управления двигателем см. в подразделе 71-00.

В. Жгут электропроводов

Жгут проводов конструктивно относится к двигателю. Жгут соединяет блоки управления двигателем А и В с рычагом управления двигателем и датчиками, а также кнопками блоков управления двигателем и комплексной пилотажно-навигационной системой.

Жгут проводов проходит через противопожарную перегородку двигателя и крепится к двигателю Р-образными хомутами и кабельными стяжками.

Ремонт жгута сводится к ремонту повреждений концов кабелей, за пределами изолированного участка жгута. При обрыве кабеля в пределах изолированного участка необходимо полностью заменить жгут.

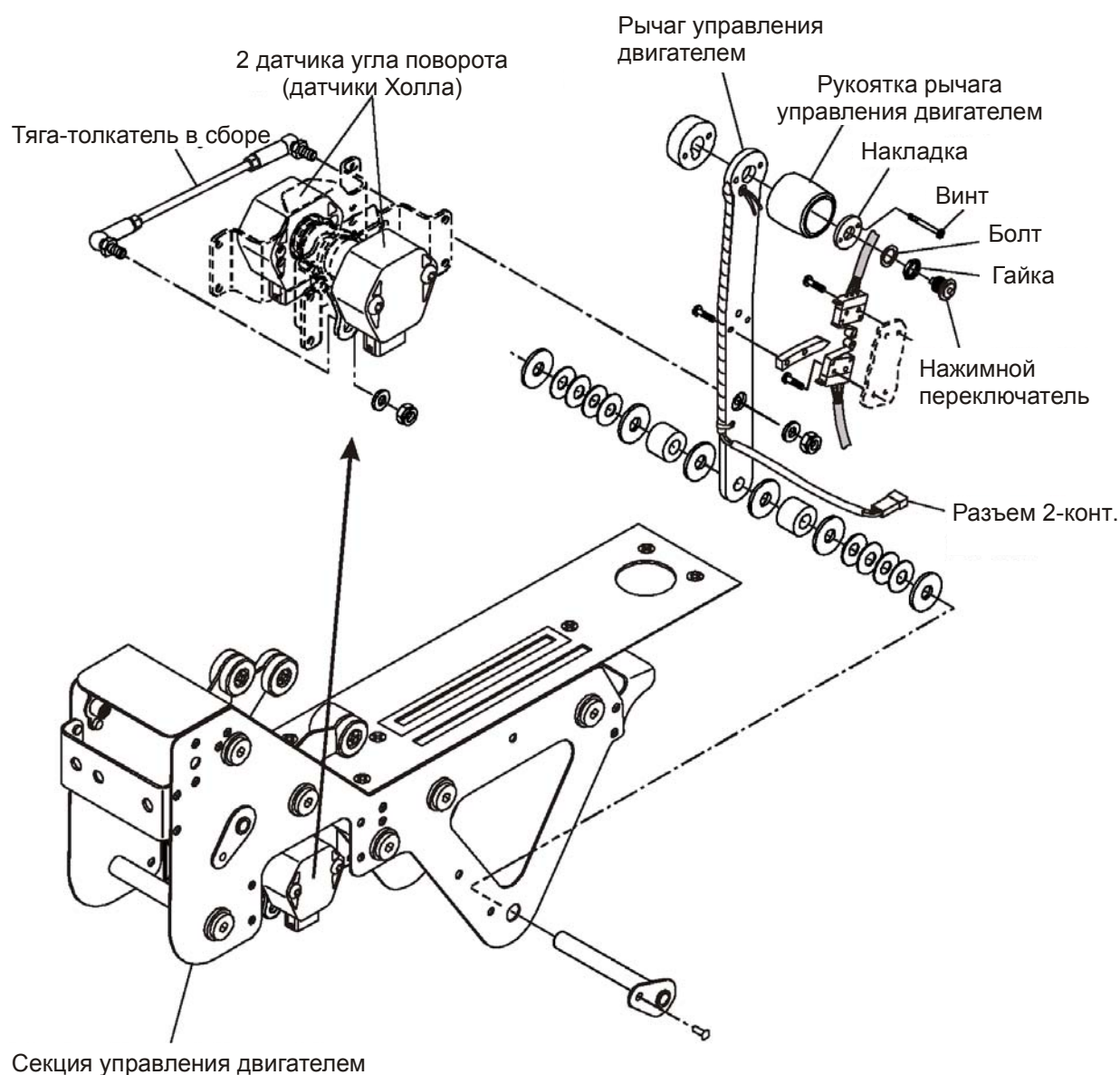


Рисунок 2. Рычаг управления двигателем

С. Давление в коллекторе

Давление в коллекторе измеряется при помощи двух датчиков для каждого блока управления двигателем, расположенных на впускном воздушном коллекторе.

Д. Рычаг управления двигателем

Установка рычага управления двигателем показана на рисунке 2. Рычаг управления двигателем расположен на центральной панели

Рычаг управления двигателем имеет две отдельных независимых друг от друга электрических системы. Одна система обеспечивает выдачу сигналов в блок управления двигателем А, вторая система — в блок управления двигателем В. Любая из систем обеспечивает управление двигателем.

С рычагом соединены электрические датчики (датчики Холла), выдающие сигнал, пропорциональный положению рычага управления двигателем. Сигналы используются системой управления двигателем для установки мощности двигателя. Кроме того, система управления также управляет регулятором оборотов воздушного винта, устанавливая наивыгоднейшую частоту вращения винта для заданной мощности двигателя. Дополнительную информацию о принципе управления воздушными винтами см. в подразделе 61-20.

Рычаг управления двигателем при помощи тяги-толкателя соединяется с датчиками Холла. Регулировка РУД осуществляется изменением угла установки датчиков Холла в продолговатом отверстии и изменением длины тяги.

Е. Датчики

На оба блока управления двигателем поступают данные о параметрах работы двигателя от следующих датчиков, установленных на двигателе:

Датчик	Расположение
Датчик коленчатого вала 1.	С правой передней стороны картера двигателя.
Датчик коленчатого вала 2.	С левой передней стороны картера двигателя.
Датчик распределительного вала 1.	Спереди между распределительными валами.
Датчик распределительного вала 2.	Сзади между распределительными валами.
Датчик температуры охлаждающей жидкости.	Под впускным воздушным коллектором.
Датчик температуры масла.	С верхней стороны масляного поддона.
Датчик давления масла.	За масляным фильтром.
Датчики температуры воздуха в коллекторе 1 и 2.	На впускном воздушном коллекторе.
Датчики давления воздуха в коллекторе 1 и 2.	На впускном воздушном коллекторе.
Датчик давления в топливной рампе.	С передней стороны топливной рампы.
Датчик температуры редуктора.	С задней стороны редуктора рядом со стартером.
Датчик давления топлива на входе в двигатель.	На впуске насоса высокого давления.

Поиск и устранение неисправностей**1. Общие сведения**

В следующей таблице перечисляются возможные неисправности системы управления двигателем. При обнаружении неисправности, указанной в столбце «Неисправность», определить ее причину в столбце «Возможная причина» и выполнить действия по устранению неисправности, описанные в столбце «Способ устранения».

По вопросу устранения всех прочих неисправностей системы управления двигателем обращаться к изготовителю двигателя.

Неисправность	Возможная причина	Способ устранения
Загорается предупредительный сигнализатор блока управления двигателем.	Неисправен соответствующий блок управления двигателем.	Просмотреть журнал событий двигателя (см. подраздел 72-00). Обратиться к изготовителю двигателя
Двигатель неправильно реагирует на установку рычага управления двигателем.		Запустить утилиту диагностики в программе ECU Operator (см. подраздел 72-00). Обратиться к изготовителю двигателя.

Страница намеренно оставлена пустой

Порядок технического обслуживания

1. Общие сведения

В данном подразделе описывается порядок демонтажа и установки основных элементов системы управления двигателем. Все прочие работы по обслуживанию системы управления двигателем могут выполняться только на ремонтном предприятии, сертифицированном для обслуживания двигателей Austro Engine, или изготовителем двигателя.

2. Демонтаж/установка датчика положения рычага управления двигателем

А. Демонтаж датчика положения рычага управления двигателем

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Убедиться, что двигатель обесточен: <ul style="list-style-type: none"> – Установить выключатель ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования) в положение OFF (выкл.). – Установить выключатель ENGINE MASTER (главный выключатель двигателя) в положение OFF (выкл.). – Установить рычаг управления двигателем в положение 0 %. 	
(2)	Отсоединить главную аккумуляторную батарею самолета.	См. подраздел 24-31.
(3)	Снять ручки рычага обогрева кабины, стояночного тормоза, рычага оттаивания, рычага управления двигателем и переключателя подачи топлива.	
(4)	Снять накладку.	
(5)	Вывинтить и убрать четыре болта крепления сектора газа к центральной панели.	
(6)	Снять обе боковые съемные панели центральной панели (четыре винта).	
(7)	Опустить сектор газа, чтобы получить доступ к болтам крепления датчиков Холла.	
(8)	Ослабить винт с внутренним шестигранником, служащий для крепления тяги сектора газа к датчику Холла.	
(9)	Вывинтить и убрать два болта крепления датчика Холла к кронштейну сектора газа.	
(10)	Снять датчик Холла с сектора газа и отсоединить от датчика жгут проводов.	

В. Установка датчика положения рычага управления двигателем

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Присоединить к датчику Холла жгут проводов. Установить датчик Холла на место на кронштейне сектора газа.	
(2)	Установить и затянуть два болта крепления датчика Холла к сектору газа.	
(3)	Затянуть винт с внутренним шестигранником, служащий для крепления тяги сектора газа к датчику Холла.	
(4)	Откалибровать датчик Холла.	Обратиться в компанию Austro Engine.
(5)	Подняв сектора газа, установить его на место в центральной панели и закрепить четырьмя болтами.	
(6)	Установить обе боковые съемные панели центральной панели.	
(7)	Установить накладку.	
(8)	Установить ручки рычага обогрева кабины, стояночного тормоза, рычага оттаивания, рычага управления двигателем и переключателя подачи топлива.	
(9)	Подключить главную аккумуляторную батарею самолета.	См. подраздел 24-31.
(10)	Выполнить пробный запуск двигателя.	

3. Демонтаж/установка блока управления двигателем (EECU)

А. Демонтаж блока управления двигателем

	Операции	Примечания/ссылки
<p>ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: НЕ ДОПУСКАЕТСЯ НАХОЖДЕНИЕ В ОПАСНОЙ ЗОНЕ ВОЗДУШНОГО ВИНТА. НЕВЫПОЛНЕНИЕ ЭТОГО ТРЕБОВАНИЯ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ТРАВМЕ ИЛИ СМЕРТИ ПРИ ЗАПУСКЕ ДВИГАТЕЛЯ.</p> <p>ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: ПЕРЕД НАЧАЛОМ РАБОТЫ С ДВИГАТЕЛЕМ НЕОБХОДИМО УБЕДИТЬСЯ, ЧТО ДВИГАТЕЛЬ ОБЕСТОЧЕН. ВРАЩЕНИЕ ВОЗДУШНОГО ВИНТА МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ТРАВМАМ.</p>		
(1)	Считать и записать коды IMA блоков управления двигателем и серийный номер двигателя.	См. Руководство по технической эксплуатации двигателя АЕ (последняя редакция).
(2)	<p>Убедиться, что двигатель обесточен:</p> <ul style="list-style-type: none"> – Установить выключатель ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования) в положение OFF (выкл.). – Установить выключатель ENGINE MASTER (главный выключатель двигателя) в положение OFF (выкл.). – Установить рычаг управления двигателем в положение 0%. 	
(3)	Отсоединить главную аккумуляторную батарею самолета.	См. подраздел 24-31.
(4)	Снять кресло пилота.	См. подраздел 25-10.
(5)	Отсоединить от блока управления двигателем 3 электрических разъема.	См. рисунок 3.
(6)	<p>Снять блок управления двигателем с монтажных кронштейнов:</p> <ul style="list-style-type: none"> – Отвинтить и снять 4 болта крепления блока управления двигателем к монтажным кронштейнам вместе с шайбами. 	См. рисунок 3.

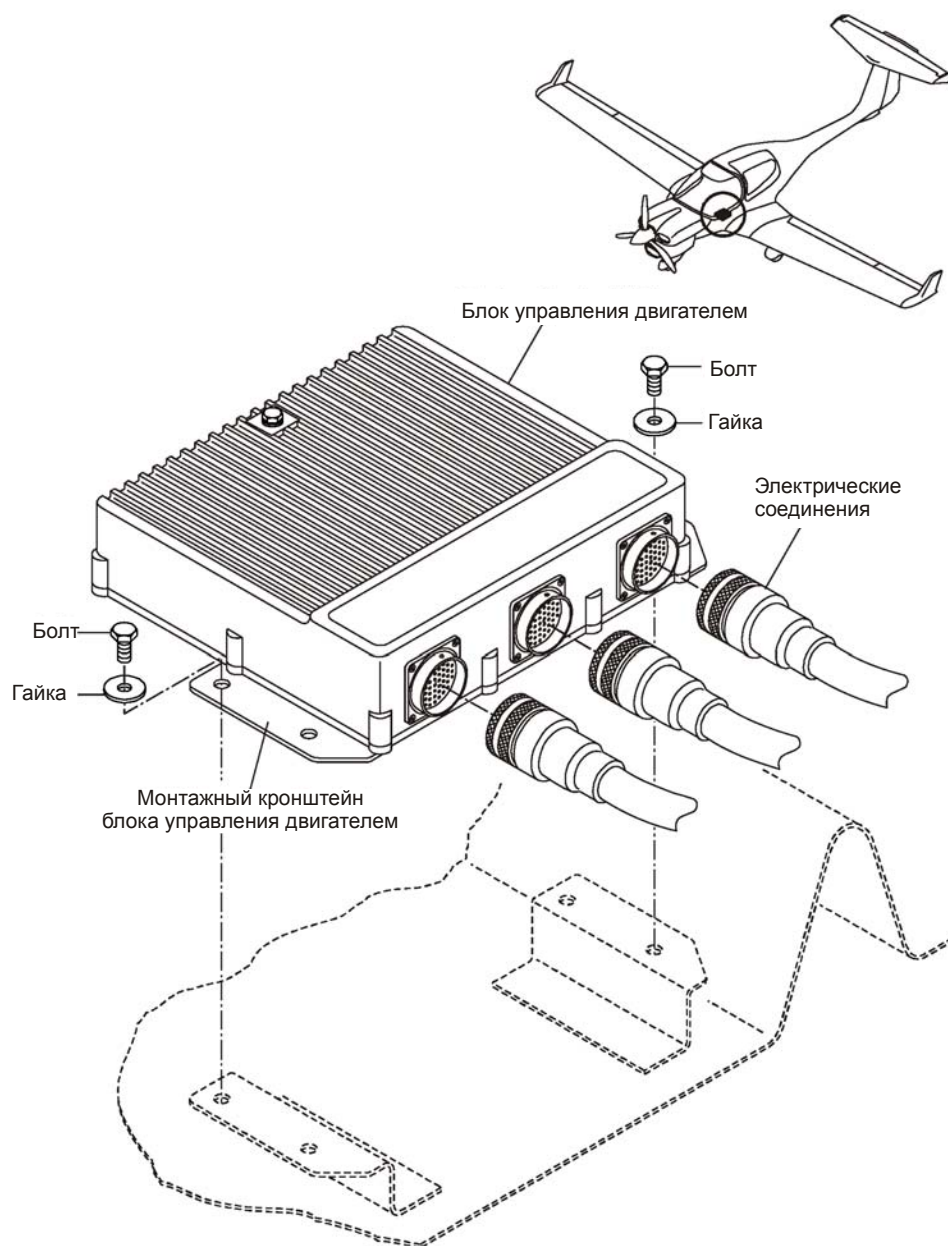


Рисунок 3. Установка блока управления двигателем

В. Установка блока управления двигателем

ВНИМАНИЕ: ПЕРЕД УСТАНОВКОЙ НОВОГО БЛОКА УПРАВЛЕНИЯ ДВИГАТЕЛЕМ НЕОБХОДИМО СВЯЗАТЬСЯ С ИЗГОТОВИТЕЛЕМ ДВИГАТЕЛЯ.

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	<p>Убедиться, что двигатель обесточен:</p> <ul style="list-style-type: none"> – Установить выключатель ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования) в положение OFF (выкл.). – Установить выключатель ENGINE MASTER (главный выключатель двигателя) в положение OFF (выкл.). – Установить рычаг управления двигателем в положение 0 %. 	
(2)	<p>Установить блок управления двигателем:</p> <ul style="list-style-type: none"> – Установить блок управления двигателем на место в фюзеляжном отсеке. – Установить 4 болта крепления блока управления двигателем к монтажным кронштейнам вместе с шайбами. 	См. рисунок 3.
(3)	Присоединить к блоку управления двигателем 3 электрических разъема.	См. рисунок 3.
(4)	Установить кресло пилота.	См. подраздел 25-10.
(5)	Подключить главную аккумуляторную батарею самолета.	
(6)	Убедиться, что коды IMA и серийный номер двигателя в новом блоке управления двигателем совпадают с кодами и номером двигателя.	См. Руководство по технической эксплуатации двигателя АЕ (последняя редакция).

4. Демонтаж/установка жгута проводов системы управления двигателем**А. Демонтаж жгута проводов системы управления двигателем**

	Операции	Примечания/Ссылки
ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: НЕ ДОПУСКАЕТСЯ НАХОЖДЕНИЕ В ОПАСНОЙ ЗОНЕ ВОЗДУШНОГО ВИНТА. НЕВЫПОЛНЕНИЕ ЭТОГО ТРЕБОВАНИЯ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ТРАВМЕ ИЛИ СМЕРТИ ПРИ ЗАПУСКЕ ДВИГАТЕЛЯ. ПЕРЕД НАЧАЛОМ РАБОТЫ С ДВИГАТЕЛЕМ НЕОБХОДИМО УБЕДИТЬСЯ, ЧТО ДВИГАТЕЛЬ ОБЕСТОЧЕН. ВРАЩЕНИЕ ВОЗДУШНОГО ВИНТА МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ТРАВМАМ.		
(1)	Убедиться, что двигатель обесточен: <ul style="list-style-type: none">– Установить выключатель ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования) в положение OFF (выкл.).– Установить выключатель ENGINE MASTER (главный выключатель двигателя) в положение OFF (выкл.).– Установить рычаг управления двигателем в положение 0 %.	
(2)	Отсоединить главную аккумуляторную батарею самолета.	См. подраздел 24-31.
(3)	Снять кресло пилота.	См. подраздел 25-10.
(4)	Отсоединить от блока управления двигателем 3 электрических разъема.	См. рисунок 3.
(5)	Снять съемные панели в кабине.	
(6)	Разъединить два разъема в кабине.	За главной приборной панелью.
(7)	Отсоединить жгут проводов двигателя и провода металлизации от электрических датчиков.	См. Руководство по технической эксплуатации двигателя АЕ (последняя редакция).
(8)	Убрать стяжки и Р-образные хомуты крепления жгута проводов к двигателю и элементам конструкции.	Отметить тип и положение каждой стяжки и хомута.
(9)	Убрать ограждения и тефлоновые трубки проходной втулки жгута на противопожарной перегородке.	
(10)	Осторожно вытянуть жгут вперед через противопожарную перегородку.	При работе соблюдать осторожность, не допускать повреждения разъемов.
(11)	Убрать жгут из фюзеляжа.	

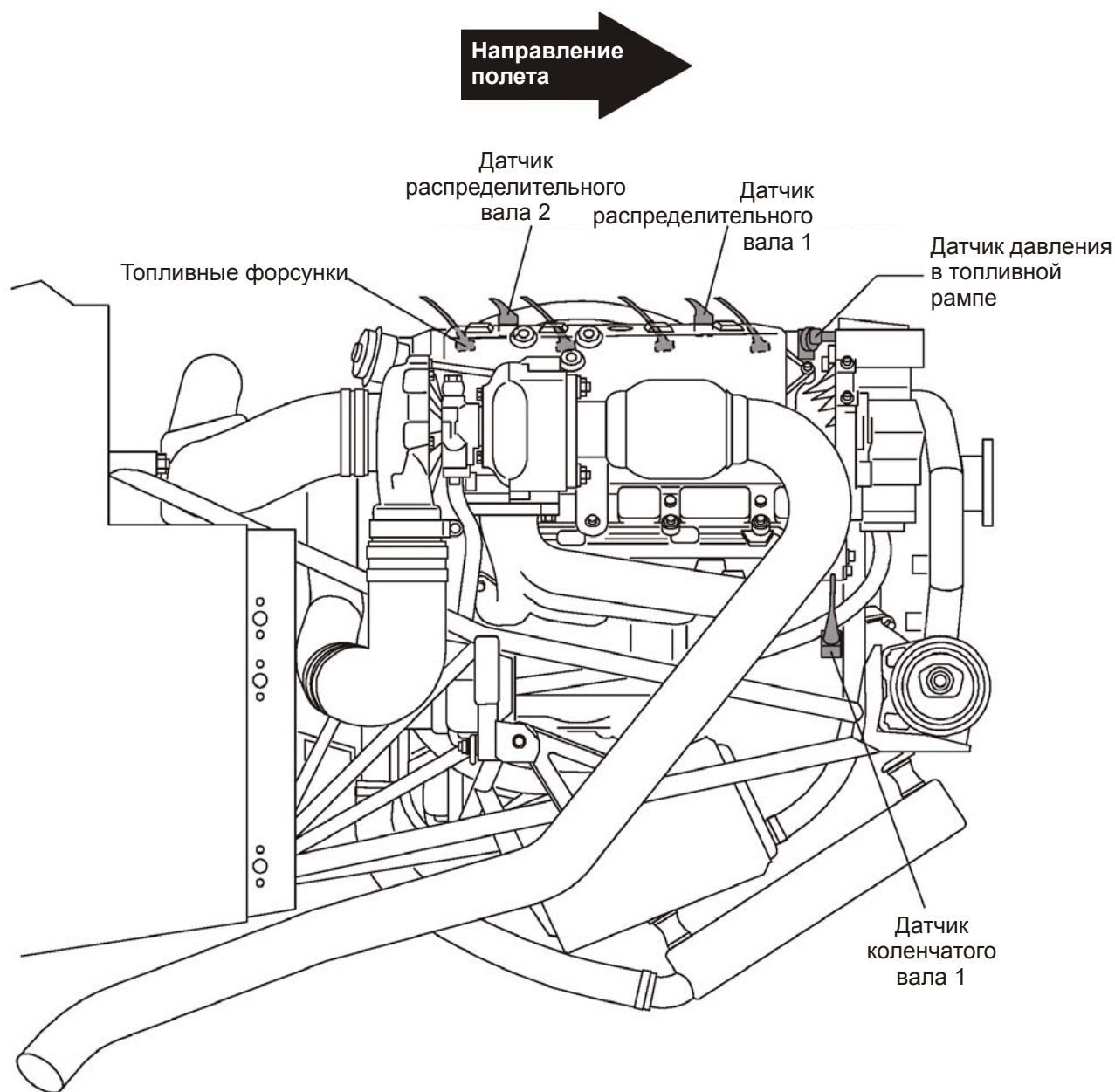


Рисунок 4. Датчики двигателя (правая сторона)

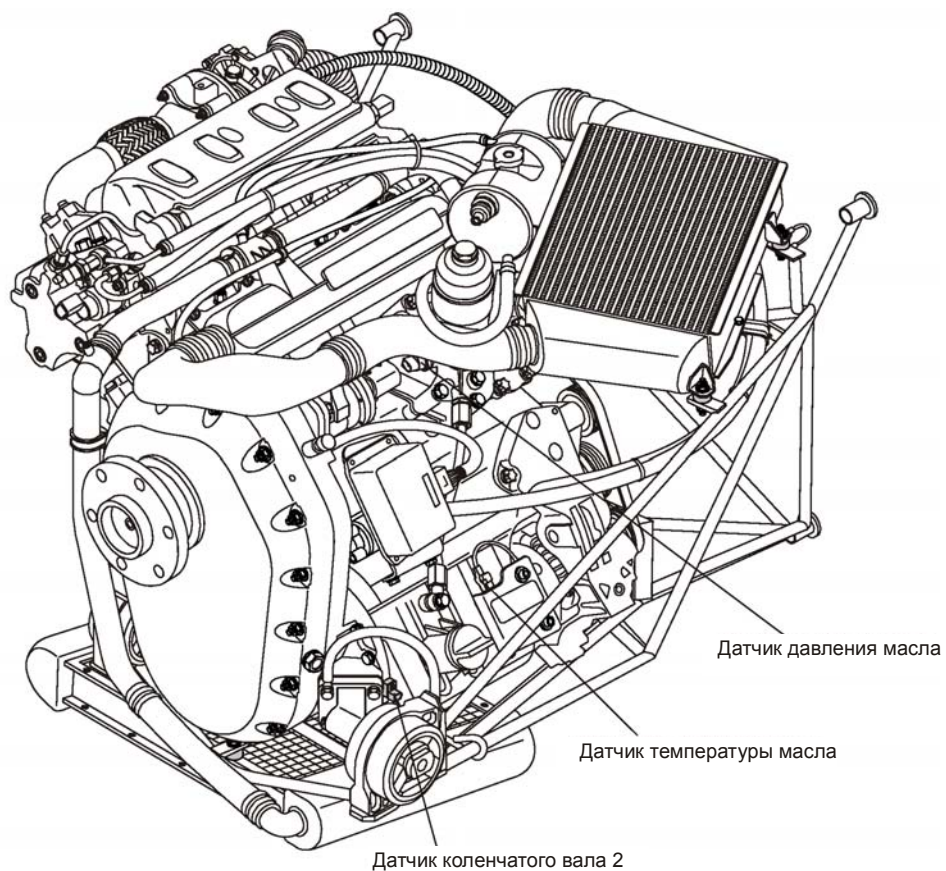


Рисунок 5. Датчики двигателя (левая сторона)

В. Установка жгута проводов системы управления двигателем

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Осторожно продеть конец жгута проводов двигателя через муфту в противопожарной перегородке.	При работе соблюдать осторожность, не допускать повреждения разъемов. Отрегулировать положение жгута таким образом, чтобы обеспечить соединение всех проводов без их натяжения.
(2)	Присоединить жгут проводов двигателя и провода металлизации к электрическим датчикам.	См. Руководство по технической эксплуатации двигателя АЕ, последняя редакция.
(3)	Присоединить два разъема в кабине.	За главной приборной панелью.
(4)	Присоединить к блоку управления двигателем 3 электрических разъема.	См. рисунок 3. Убедиться в правильном зацеплении байонетных замков.
(5)	Установить стяжки и хомуты крепления жгута проводов к двигателю и элементам конструкции.	Пользоваться записями о типе и положении стяжек и хомутов, сделанными при демонтаже.
(6)	Установить тефлоновые трубки и ограждения проходной втулки жгута на противопожарной перегородке.	Герметизировать герметиком PR 812 или аналогичным.
(7)	Установить капот двигателя.	См. подраздел 71-10.
(8)	Установить кресло пилота.	См. подраздел 25-10.
(9)	Подключить главную аккумуляторную батарею самолета.	См. подраздел 24-31.
(10)	Выполнить опробование двигателя.	См. подраздел 71-00.

Страница намеренно оставлена пустой

РАЗДЕЛ 77

СИСТЕМА ИНДИКАЦИИ ПАРАМЕТРОВ ДВИГАТЕЛЯ

Страница намеренно оставлена пустой

СОДЕРЖАНИЕ

РАЗДЕЛ 77

СИСТЕМА ИНДИКАЦИИ ПАРАМЕТРОВ ДВИГАТЕЛЯ

1.	Общие сведения	1
2.	Описание и принцип работы	1

Подраздел 77-40

Система индикации параметров двигателя

1.	Общие сведения	1
2.	Описание и принцип работы	1

Поиск и устранение неисправностей

1.	Общие сведения	101
----	----------------------	-----

Порядок технического обслуживания

1.	Общие сведения	201
2.	Замена/установка датчика	203

Страница намеренно оставлена пустой

РАЗДЕЛ 77**СИСТЕМА ИНДИКАЦИИ ПАРАМЕТРОВ ДВИГАТЕЛЯ****1. Общие сведения**

В данном разделе приводится описание системы индикации параметров двигателя самолета DA 40 NG. Все параметры двигателя самолета выводятся на два больших экрана индикаторов комплексной пилотажно-навигационной системы на главной приборной панели.

Выдача на индикацию большей части параметров двигателя обеспечивается электронным блоком управления двигателем. Принципиальная схема системы управления двигателем и индикации параметров показана на рисунке 1. Информацию о системе управления двигателем см. в подразделе 76-00. Кроме того, на экранах индикаторов комплексной пилотажно-навигационной системы отображаются также параметры топливной системы самолета. Информацию об элементах системы, расположенных в планере самолета, см. в подразделе 28-40.

2. Описание и принцип работы

Индикация всех параметров работы двигателя осуществляется на экранах индикаторов комплексной пилотажно-навигационной системы. Индикаторы комплексной пилотажно-навигационной системы расположены с левой и правой стороны главной приборной панели. На каждом индикаторе отображаются различные цифровые и аналоговые приборы.

Каждый индикатор может использоваться для индикации всех параметров двигателя. Дополнительную информацию о датчиках системы см. в подразделе 77-40. Дополнительную информацию о комплексной пилотажно-навигационной системе см. в подразделе 31-40.

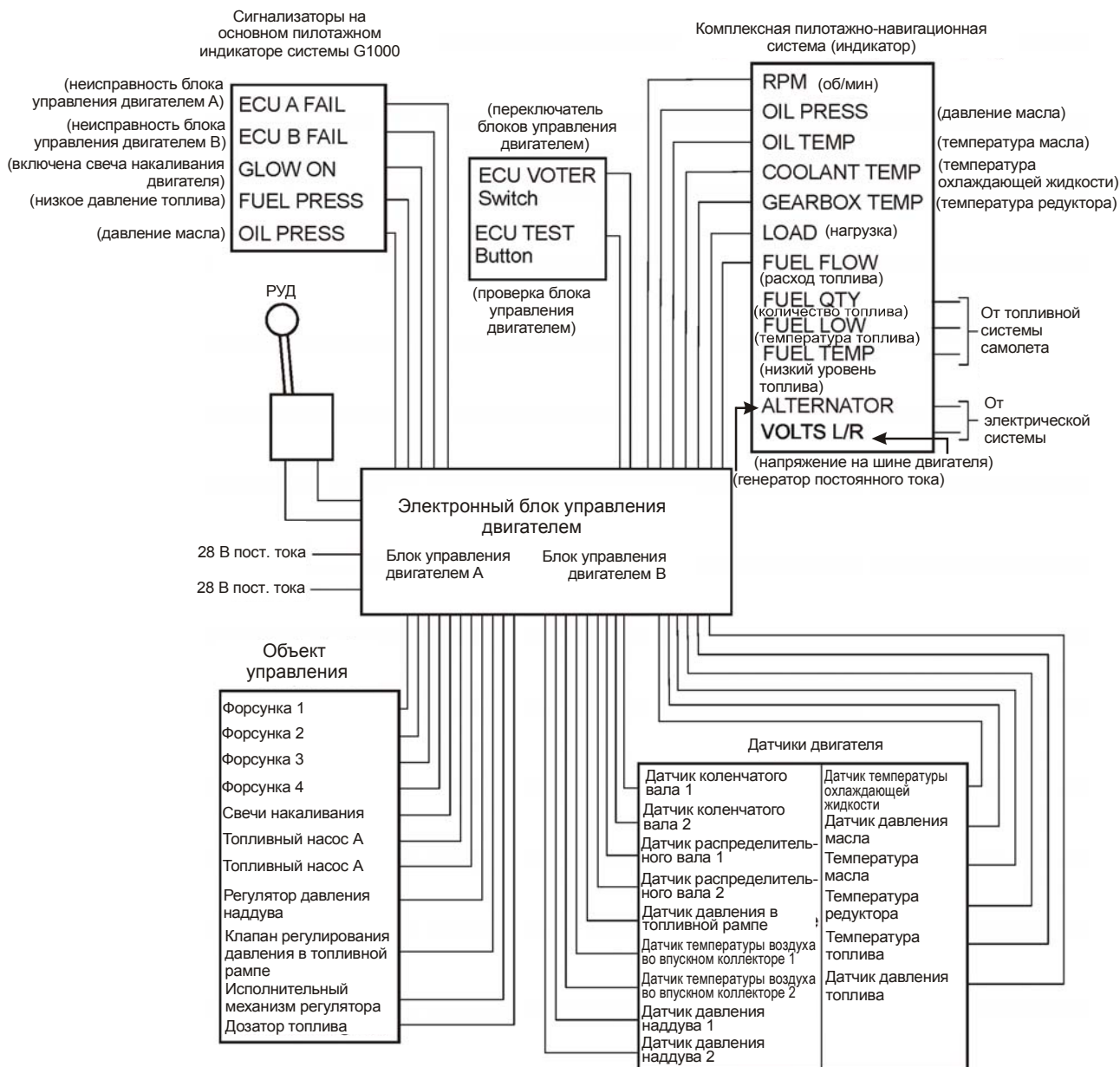


Рисунок 1. Принципиальная схема системы управления двигателем и индикации параметров двигателя

Подраздел 77-40**Система индикации параметров двигателя****1. Общие сведения**

В данном разделе приводится описание системы индикации параметров двигателя самолета DA 40 NG. Все параметры двигателя и соответствующих систем самолета выводятся на экраны индикаторов комплексной пилотажно-навигационной системы на главной приборной панели. При нормальной работе левый индикатор выполняет функции основного пилотажного индикатора, а правый — многофункционального индикатора. Оба индикатора имеют аналогичную конструкцию, различие лишь в кнопках управления автопилотом.

Дополнительную информацию о комплексной пилотажно-навигационной системе см. в подразделе 31-40.

Выдача на индикацию большей части параметров двигателя обеспечивается блоком управления двигателем. Информацию о системе управления двигателем см. в подразделе 76-00. Кроме того, на экранах индикаторов комплексной пилотажно-навигационной системы отображаются также параметры топливной системы и прочих систем самолета. Информацию об элементах системы, расположенных в планере самолета, см. в подразделе 28-40.

2. Описание и принцип работы

Параметры двигателя выводятся на экран многофункционального индикатора комплексной пилотажно-навигационной системы. На многофункциональном индикаторе отображаются следующие параметры двигателя:

- Нагрузка. Отображается в виде процентов в диапазоне 0 - 100 %.
- Обороты. Отображаются в виде значения в диапазоне 0 - 2500 об/мин.
- Температура редуктора в °C.
- Температура охлаждающей жидкости в °C.
- Температура масла в °C.
- Давление масла в барах.

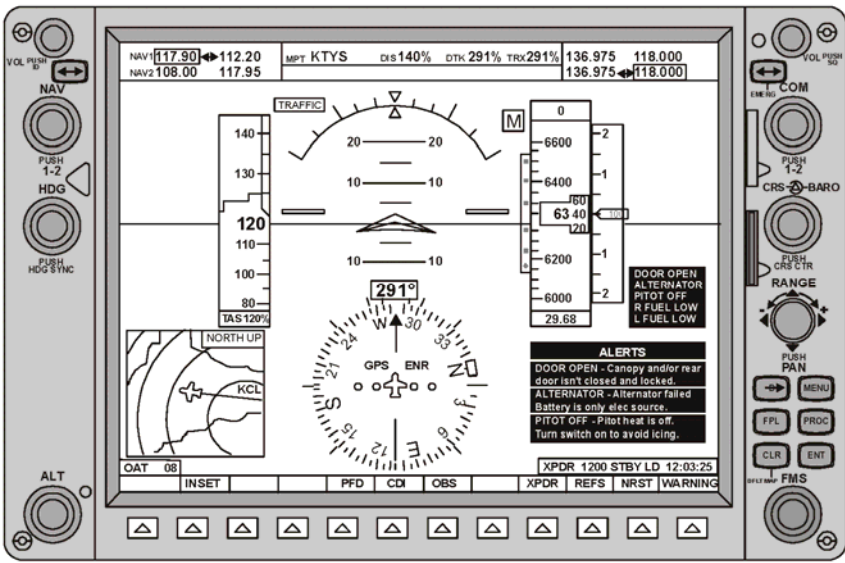


Рисунок 1. Экран индикатора комплексной пилотажно-навигационной системы

На экране многофункционального индикатора вместе с параметрами работы двигателя отображаются также следующие вспомогательные параметры:

- Напряжение.
- Выходной ток генератора в амперах.

Кроме того, возможно отображение на многофункциональном индикаторе следующих параметров топливной системы:

- Количество топлива в левом и правом топливных баках (см. подраздел 28-40).
- Температура топлива в левом и правом топливных баках в °C (см. подраздел 28-40).
- Расход топлива двигателем в галлонах в час (см. подраздел 28-40).

Предупреждения о работе двигателя выводятся на экран основного пилотажного индикатора. При формировании предупреждения на основном пилотажном индикаторе отображается мигающий сигнализатор. При нажатии на функциональную клавишу WARNING (аварийная сигнализация) в нижней части основного пилотажного индикатора открывается окно оповещения с подробной информацией о предупреждении. На экран индикатора комплексной пилотажно-навигационной системы выводятся предупреждения и аварийные сигналы двигателя и систем самолета. Дополнительную информацию о комплексной пилотажно-навигационной системе см. в подразделе 31-40.

Страница намеренно оставлена пустой

Поиск и устранение неисправностей

1. Общие сведения

В следующей таблице перечисляются возможные неисправности системы индикации параметров двигателя. Дополнительную информацию о системе см. в руководстве изготовителя оборудования.

При обнаружении неисправности, указанной в столбце «Неисправность», определить ее причину в столбце «Возможная причина» и выполнить действия по устранению неисправности, описанные в столбце «Способ устранения».

Неисправность	Возможная причина	Способ устранения
Неправильные показания одного из индикаторов комплексной пилотажно-навигационной системы.	Неисправен датчик или преобразователь.	<p>Проверить на обрыв провода соответствующего датчика.</p> <p>При отсутствии обрыва проводов обратиться к изготовителю двигателя.</p> <p>Дополнительную информацию о системе измерения количества топлива см. в подразделе 28-40.</p> <p>Информацию о расположении датчиков двигателя см. в подразделе 76-00.</p>

Страница намеренно оставлена пустой

Порядок технического обслуживания

1. Общие сведения

В данном подразделе описывается порядок замены следующих датчиков:

- Частоты вращения коленчатого вала (оборотов двигателя).
- Температуры масла редуктора.
- Температуры охлаждающей жидкости.
- Температура масла в двигателе.
- Давления масла в двигателе.

Информацию об обслуживании датчиков см. в соответствующем разделе или в Руководстве по технической эксплуатации двигателя Austro Engine (последняя редакция).

В случаях, когда данные для системы индикации параметров двигателя предоставляются системой управления двигателем, замена датчиков может осуществляться только изготовителем двигателя или на ремонтном предприятии, сертифицированном для обслуживания двигателей Austro Engine.

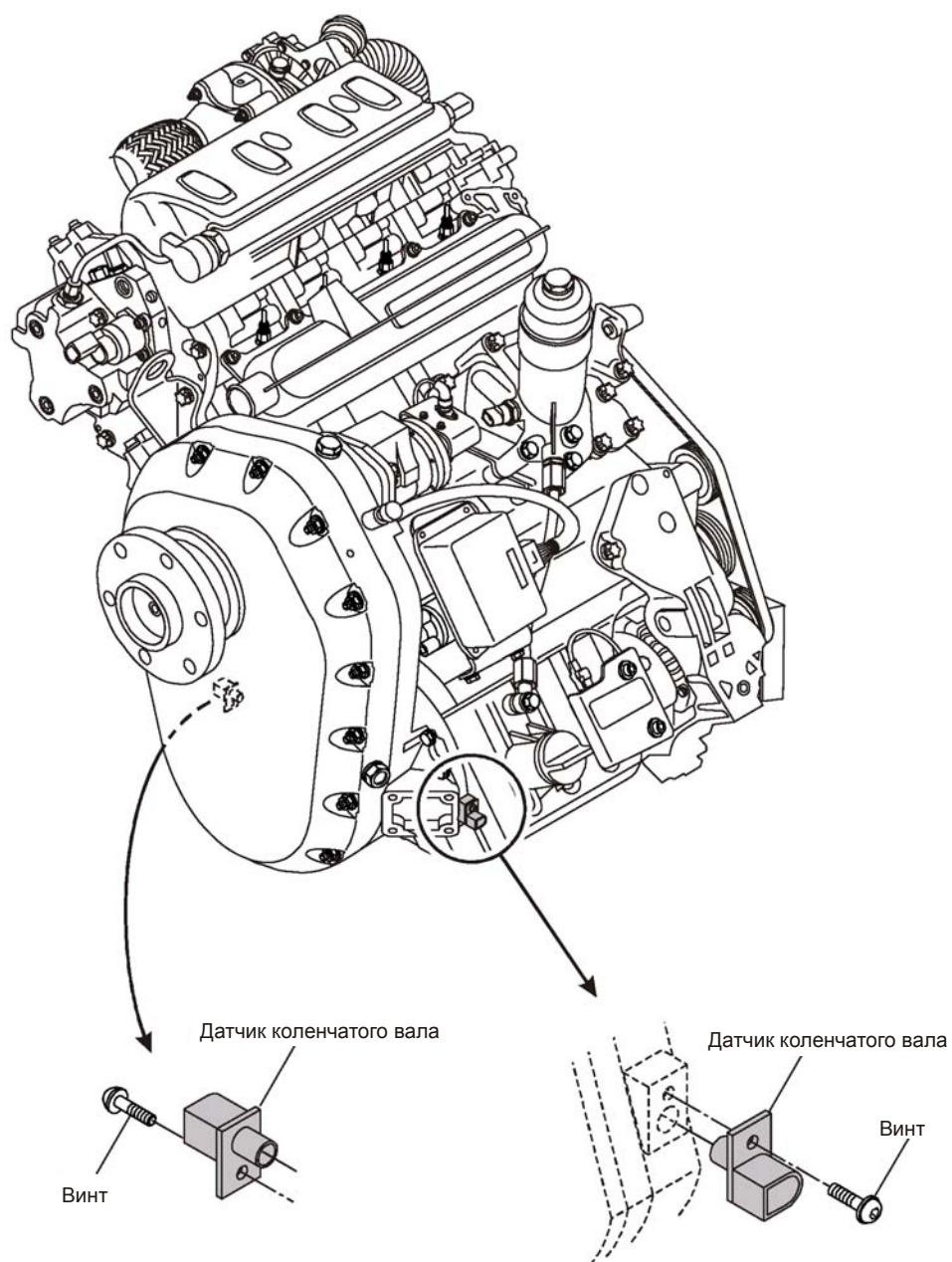


Рисунок 2. Установка датчика частоты вращения коленчатого вала (оборотов двигателя)

2. Замена/установка датчика

Датчики параметров двигателя показаны на рисунках 2 - 6.

Порядок замены датчиков, описанный в данном подразделе, распространяется на все датчики двигателя. Если для каких-либо датчиков порядок действий отличается от описанного, в тексте приводится соответствующая пометка.

А. Замена датчика

	Операции	Примечания/Ссылки
<p>ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: НЕ ДОПУСКАЕТСЯ НАХОЖДЕНИЕ В ОПАСНОЙ ЗОНЕ ВОЗДУШНОГО ВИНТА. НЕВЫПОЛНЕНИЕ ЭТОГО ТРЕБОВАНИЯ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ТРАВМЕ ИЛИ СМЕРТИ ПРИ ЗАПУСКЕ ДВИГАТЕЛЯ.</p> <p>ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: ПЕРЕД НАЧАЛОМ РАБОТЫ С ЭЛЕМЕНТАМИ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ДВИГАТЕЛЕМ НЕОБХОДИМО УБЕДИТЬСЯ, ЧТО ДВИГАТЕЛЬ ОБЕСТОЧЕН. ВРАЩЕНИЕ ВОЗДУШНОГО ВИНТА МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ТРАВМАМ.</p>		
(1)	<p>Убедиться, что двигатель обесточен:</p> <ul style="list-style-type: none"> – Установить выключатель ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования) в положение OFF (выкл.). – Установить выключатель ENGINE MASTER (главный выключатель двигателя) в положение OFF (выкл.). – Установить рычаг управления двигателем в положение 0%. 	
(2)	Отсоединить главную аккумуляторную батарею самолета.	См. подраздел 24-31.
(3)	Снять капот двигателя.	См. подраздел 71-10.
(4)	Найти датчик, который необходимо заменить.	См. рисунки 2 - 6.
(5)	Отсоединить электропровода датчика.	От датчика или линейный разъем.
(6)	Заменить датчик.	См. Руководство по технической эксплуатации двигателя АЕ (последняя редакция).
(7)	Присоединить электропровода датчика.	К датчику или линейный разъем.
(8)	Установить капот двигателя.	См. подраздел 71-10.
(9)	Подключить главную аккумуляторную батарею самолета.	См. подраздел 24-31.
(10)	Выполнить наземное опробование двигателя и проследить за показаниями индикатора соответствующего параметра двигателя.	См. подраздел 71-00.

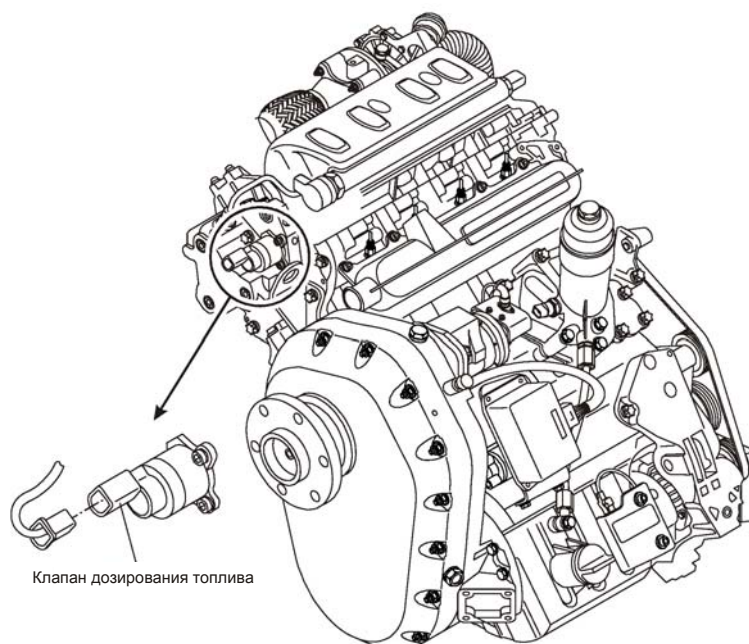


Рисунок 3. Установка клапана дозирования топлива

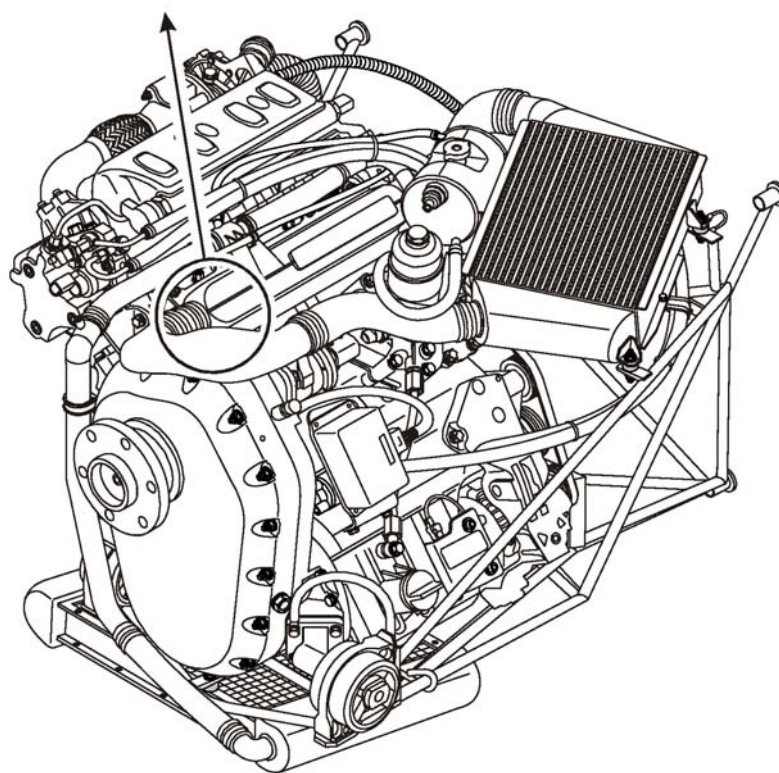
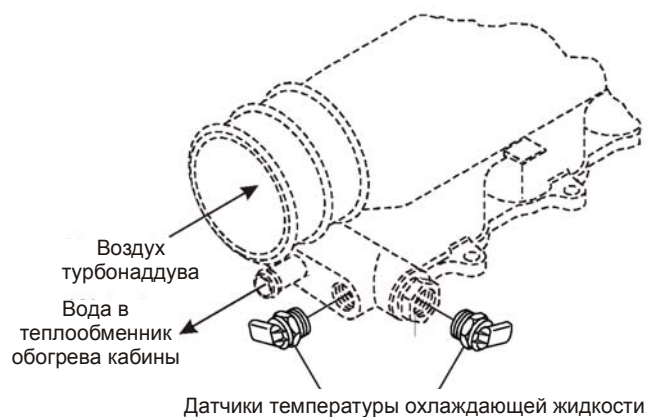


Рисунок 4. Установка датчика температуры охлаждающей жидкости двигателя

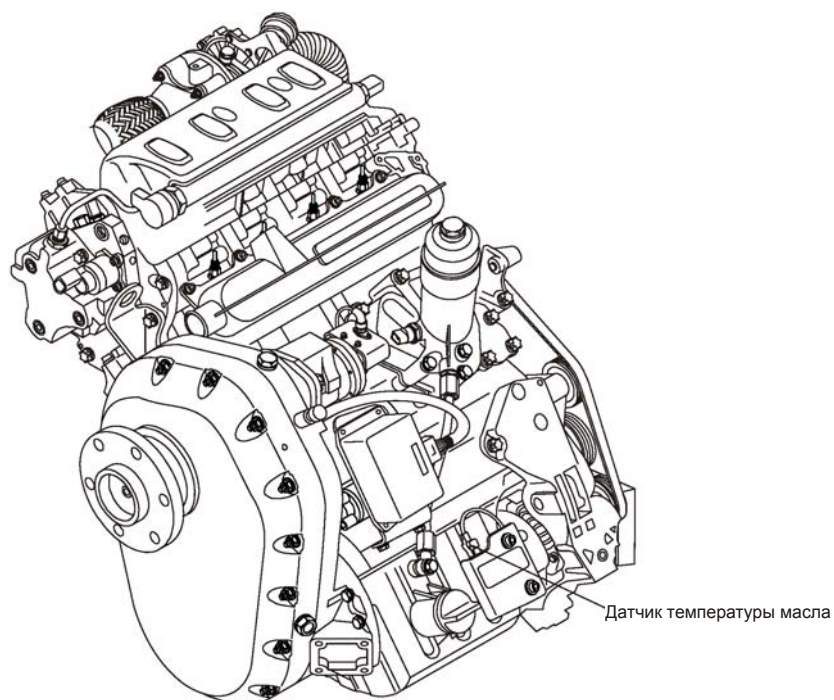


Рисунок 5. Установка датчика температуры масла двигателя

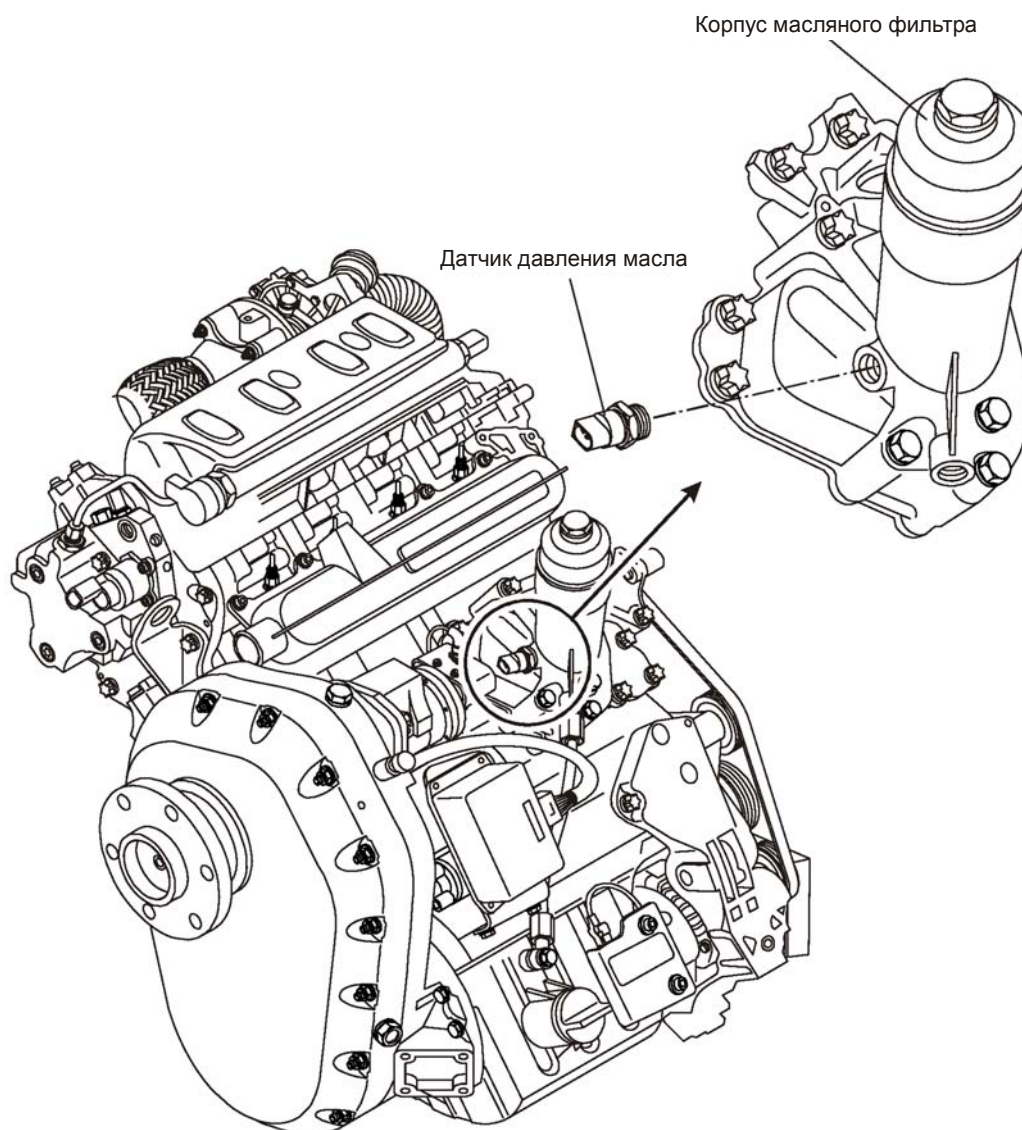


Рисунок 6. Установка датчика давления масла двигателя

Страница намеренно оставлена пустой

РАЗДЕЛ 78

ВЫХЛОПНАЯ СИСТЕМА

Страница намеренно оставлена пустой

СОДЕРЖАНИЕ

РАЗДЕЛ 78 ВЫХЛОПНАЯ СИСТЕМА

1.	Общие сведения	1
2.	Описание	1
Поиск и устранение неисправностей		
1.	Общие сведения	101
Порядок технического обслуживания		
1.	Общие сведения	201
2.	Демонтаж/установка выхлопной трубы двигателя	201

Страница намеренно оставлена пустой

РАЗДЕЛ 78

ВЫХЛОПНАЯ СИСТЕМА

1. Общие сведения

Двигатель самолета DA 40 NG оснащен простой выхлопной системой, состоящей из одной выхлопной трубы. Фланец выхлопной трубы крепится четырьмя болтами к выпуску турбокомпрессора и опирается в двух точках на моторную раму. Выхлопная труба выходит наружу через отверстие в нижнем капоте.

2. Описание

Схема выхлопной системы двигателя показана на рисунке 1. Обслуживание выхлопной трубы пользователем не предусмотрено.

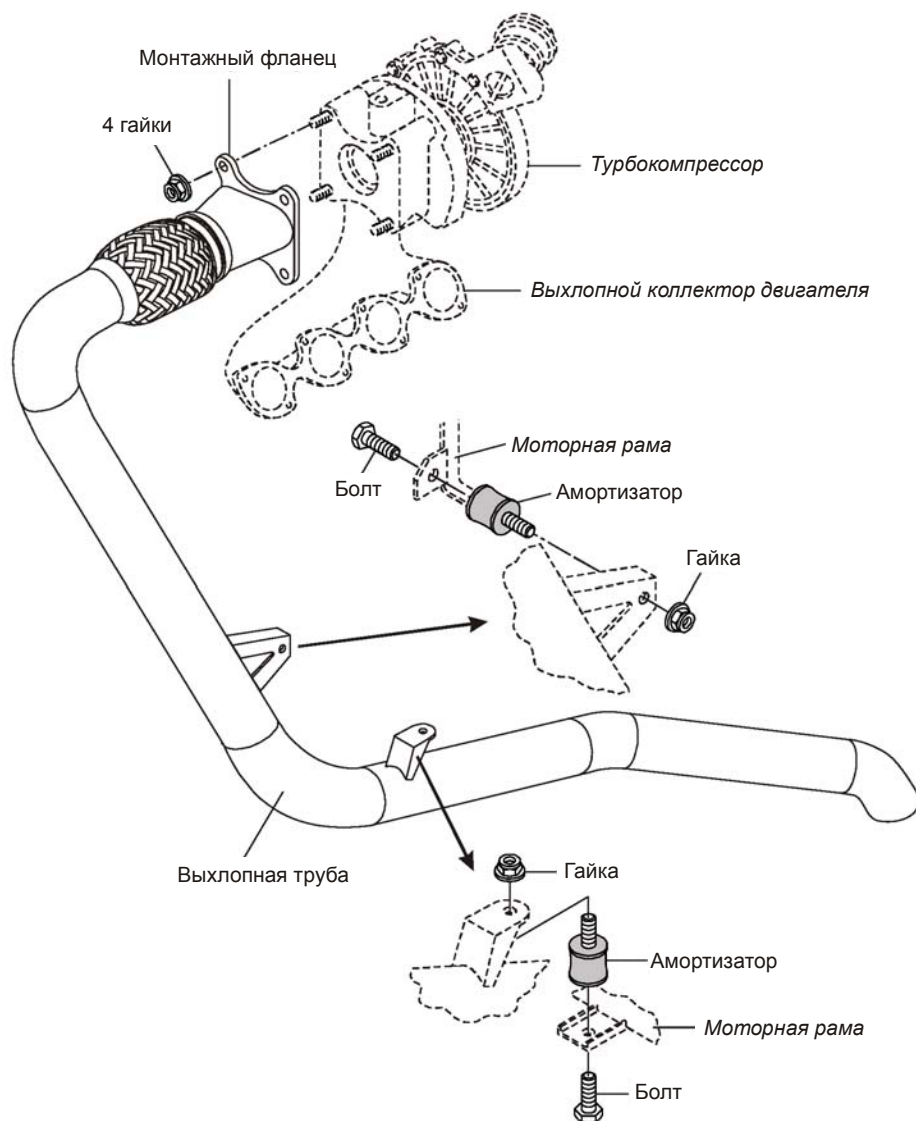


Рисунок 1. Установка выхлопной системы

Поиск и устранение неисправностей

1. Общие сведения

В следующей таблице перечисляются возможные неисправности выхлопной системы. При обнаружении неисправности, указанной в столбце «Неисправность», определить ее причину в столбце «Возможная причина» и выполнить действия по устранению неисправности, описанные в столбце «Способ устранения».

Неисправность	Возможная причина	Способ устранения
Повышенный уровень шума (по сравнению с обычным).	Трещина в выхлопной трубе.	Осмотреть трубу на предмет утечки выхлопных газов. Заменить трубы с трещинами.
Признаки утечки выхлопных газов в двигательном отсеке.	Трещина в выхлопной трубе.	Осмотреть трубу на предмет утечки выхлопных газов. Заменить трубы с трещинами.

Страница намеренно оставлена пустой

Порядок технического обслуживания

1. Общие сведения

В данном подразделе описывается порядок демонтажа и установки выхлопной трубы двигателя. Информацию о турбокомпрессоре см. в подразделе 81-00.

2. Демонтаж/установка выхлопной трубы двигателя

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: ПЕРЕД НАЧАЛОМ РАБОТЫ С ВЫХЛОПНОЙ СИСТЕМОЙ УБЕДИТЬСЯ В ОХЛАЖДЕНИИ ЭЛЕМЕНТОВ СИСТЕМЫ. ВЫХЛОПНАЯ СИСТЕМА ПРИ РАБОТЕ СИЛЬНО НАГРЕВАЕТСЯ, И ПРИКОСНОВЕНИЕ К ЕЕ ЭЛЕМЕНТАМ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ТРАВМАМ.

А. Демонтаж выхлопной трубы двигателя

	Операции	Примечания/Ссылки
	<p>ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: НЕ ДОПУСКАЕТСЯ НАХОЖДЕНИЕ В ОПАСНОЙ ЗОНЕ ВОЗДУШНОГО ВИНТА. НЕВЫПОЛНЕНИЕ ЭТОГО ТРЕБОВАНИЯ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ТРАВМЕ ИЛИ СМЕРТИ ПРИ ЗАПУСКЕ ДВИГАТЕЛЯ.</p> <p>ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: ПЕРЕД НАЧАЛОМ РАБОТЫ С ЭЛЕМЕНТАМИ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ДВИГАТЕЛЕМ НЕОБХОДИМО УБЕДИТЬСЯ, ЧТО ДВИГАТЕЛЬ ОБЕСТОЧЕН. ВРАЩЕНИЕ ВОЗДУШНОГО ВИНТА МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ТРАВМАМ.</p>	
(1)	Убедиться, что двигатель обесточен: <ul style="list-style-type: none"> – Установить выключатель ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования) в положение OFF (выкл.). – Установить выключатель ENGINE MASTER (главный выключатель двигателя) в положение OFF (выкл.). – Установить рычаг управления двигателем в положение 0%. 	
(2)	Отсоединить главную аккумуляторную батарею самолета.	См. подраздел 24-34.
(3)	Снять капот двигателя.	См. подраздел 71-10.
(4)	Демонтировать выхлопную трубу: <ul style="list-style-type: none"> – Отвинтить и снять 4 гайки крепления выхлопной трубы к турбокомпрессору. – Снять два эластомерных амортизатора. 	

В. Установка выхлопной трубы двигателя

	Операции	Примечания/Ссылки
(1)	Установить выхлопную трубу: <ul style="list-style-type: none">– Установить выхлопную трубу на место.– Надеть фланец выхлопной трубы на шпильки на выпуске турбокомпрессора.– Установить и затянуть 4 гайки крепления выхлопной трубы к выпуску турбокомпрессора.– Установить два эластомерных амортизатора.	Использовать новые гайки.
(2)	Установить капот двигателя.	См. подраздел 71-10.
(3)	Выполнить опробование двигателя и проверить выхлопную трубу на предмет утечки.	Особенно в районе уплотнительной прокладки на выпуске турбокомпрессора.

РАЗДЕЛ 79

СИСТЕМА ОХЛАЖДЕНИЯ МАСЛА

Страница намеренно оставлена пустой

СОДЕРЖАНИЕ

РАЗДЕЛ 79

СИСТЕМА ОХЛАЖДЕНИЯ МАСЛА

1. Общие сведения.....	1
------------------------	---

Поиск и устранение неисправностей

1. Общие сведения.....	101
------------------------	-----

Страница намеренно оставлена пустой

РАЗДЕЛ 79

СИСТЕМА ОХЛАЖДЕНИЯ МАСЛА

1. Общие сведения

Двигатель оснащен обычной системой смазки с мокрым картером. Нижняя часть картера двигателя образует масляный поддон. К картеру с левой стороны двигателя крепится труба маслозаливной горловины с навинчивающейся крышкой.

Масляный радиатор оснащен встроенным водо-масляным теплообменником, который расположен под корпусом масляного фильтра.

Система суфлирования двигателя включает в себя масляный сепаратор, расположенный под крышкой блока форсунок. Задняя сторона масляного сепаратора соединяется гибким шлангом с атмосферой для отвода газов и остатков масляного тумана. Для отвода масла, скапливающегося под крышкой блока форсунок, предусмотрен шланг небольшого диаметра.

Для защиты системы суфлирования от засорения частицами льда, образующимися во влажных отводимых газах, двигатель оснащен встроенным клапаном избыточного давления, который установлен под крышкой блока форсунок.

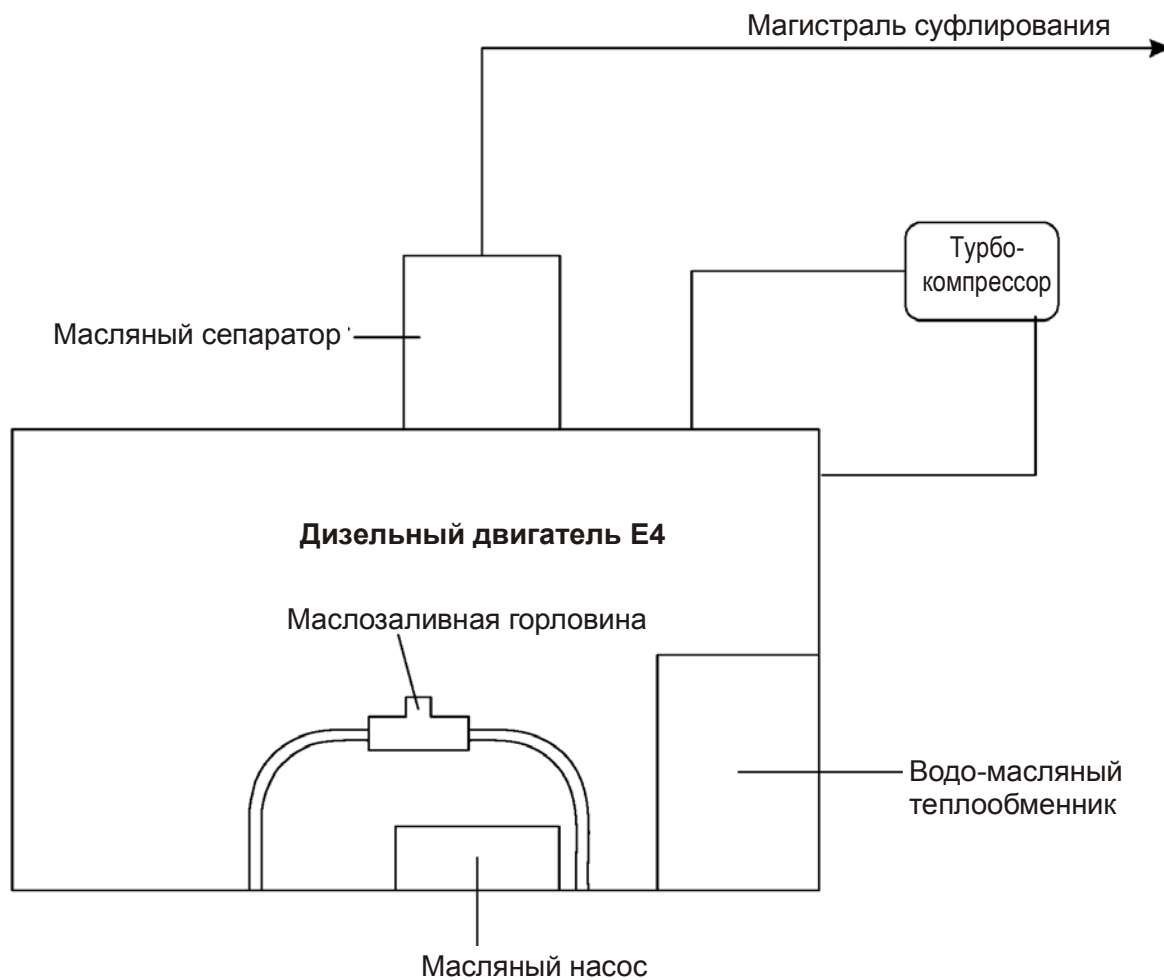


Рисунок 1. Принципиальная схема маслосистемы

Поиск и устранение неисправностей

1. Общие сведения

В следующей таблице перечисляются возможные неисправности маслосистемы. При обнаружении неисправности, указанной в столбце «Неисправность», определить ее причину в столбце «Возможная причина» и выполнить действия по устранению неисправности, описанные в столбце «Способ устранения».

Неисправность	Возможная причина	Способ устранения
Слишком высокая температура масла в двигателе.	Внутреннее засорение масляного радиатора.	Обратиться к изготовителю двигателя.
	Низкий уровень масла.	Долить масло. См. подраздел 12-10.
Слишком высокое давление масла в двигателе.	Неисправен датчик давления масла.	См. Руководство по технической эксплуатации двигателя АЕ (последняя редакция).
Слишком низкое давление масла в двигателе при нормальной рабочей температуре.	Низкий уровень масла.	Долить масло в маслосистему. См. подраздел 12-10.
	Неисправен датчик давления масла.	См. Руководство по технической эксплуатации двигателя АЕ (последняя редакция).

Страница намеренно оставлена пустой

РАЗДЕЛ 80

СИСТЕМА ЗАПУСКА

Страница намеренно оставлена пустой

СОДЕРЖАНИЕ

РАЗДЕЛ 80 СИСТЕМА ЗАПУСКА

1. Общие сведения.....	1
2. Описание и принцип работы.....	1

Поиск и устранение неисправностей

1. Общие сведения.....	101
------------------------	-----

Порядок технического обслуживания

1. Общие сведения.....	201
2. Демонтаж/установка ключ-выключателя ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования).....	201
3. Демонтаж/установка выключателя ENGINE MASTER (главный выключатель двигателя).....	203
4. Демонтаж/установка реле стартера.....	205

Страница намеренно оставлена пустой

РАЗДЕЛ 80

СИСТЕМА ЗАПУСКА

1. Общие сведения

В данном подразделе приводится описание системы, обеспечивающей проворот вала двигателя для запуска.

Дополнительную информацию об электрической части системы см. в подразделе 24-30. Информацию о системе управления двигателем см. в подразделе 76-00.

2. Описание и принцип работы

Упрощенная принципиальная схема системы запуска показана на рисунке 1. Для питания системы используется постоянный ток напряжением 24 В.

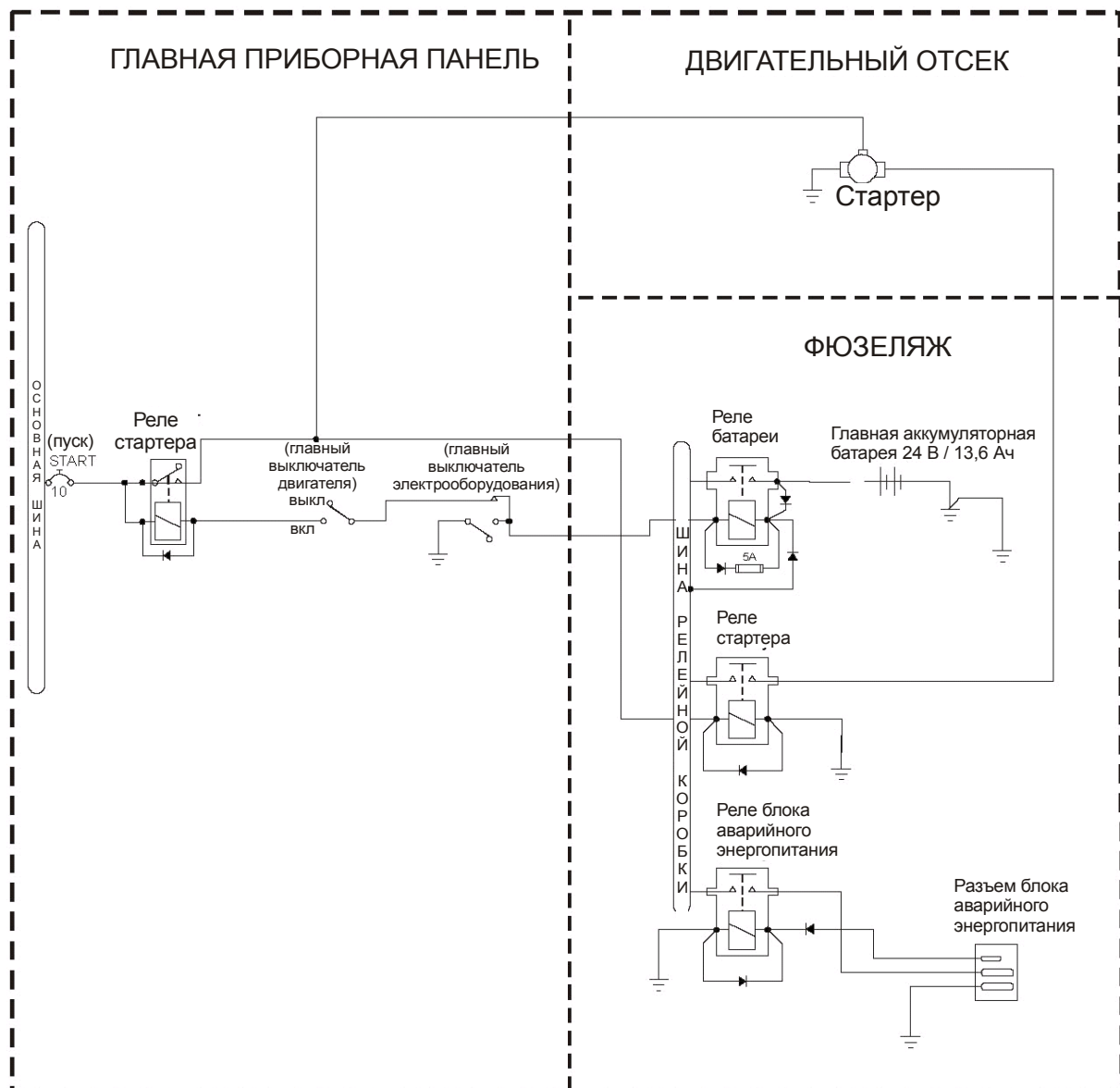
Двигатель оснащен небольшим электростартером высокой мощности. Электродвигатель стартера расположен с левой стороны двигателя, в его передней части. Стартер оснащен встроенным электромагнитом, обеспечивающим подключение электродвигателя стартера к шине релейной коробки. Электропитание на стартер может подаваться от батареи самолета или системы аэродромного питания.

Ключ-выключатель ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования) (с маркировкой OFF (выкл.) ON (вкл.) START (пуск)) расположен внизу по центру главной приборной панели. Для запуска стартера двигателя повернуть ключ по часовой стрелке до упора, преодолевая усилие пружины. После запуска двигателя отпустить ключ. Пружина возвращает ключ в положение ON (вкл.).

Подачу напряжения на электромагнит стартера обеспечивает реле стартера. Выключатель ENGINE MASTER (главный выключатель двигателя), расположенный в центре левой части главной приборной панели, управляет подключением на землю реле стартера двигателя. Для запуска стартера необходимо установить этот выключатель в положение ON (вкл.).

При подаче на стартер электропитания загорается сигнализатор на панели сигнализации. Если сигнализатор не гаснет после запуска двигателя, установить ключ-выключатель ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования) и выключатель ENGINE MASTER (главный выключатель двигателя) в положение OFF (выкл.).

При необходимости во время запуска блок управления двигателем включает свечи накаливания для подогрева поступающего в двигатель воздуха.



УСЛОВНЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ
(основная шина)
MAIN TIE
30
5A

Предохранитель, его название и номинал (название в соответствии с трафаретом)
Предохранитель, его номинал

Рисунок 1. Принципиальная схема системы запуска

Поиск и устранение неисправностей

1. Общие сведения

В следующей таблице перечисляются возможные неисправности системы запуска. При обнаружении неисправности, указанной в столбце «Неисправность», определить ее причину в столбце «Возможная причина» и выполнить действия по устранению неисправности, описанные в столбце «Способ устранения».

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: НЕ ДОПУСКАЕТСЯ НАХОЖДЕНИЕ ЛЮДЕЙ В ОПАСНОЙ ЗОНЕ ВОЗДУШНОГО ВИНТА. НЕВЫПОЛНЕНИЕ ЭТОГО ТРЕБОВАНИЯ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ТРАВМАМ ПРИ ЗАПУСКЕ ВИНТА.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: ПЕРЕД ВЫПОЛНЕНИЕМ ПРОВЕРОК, ОПИСАННЫХ В ДАННОМ ПУНКТЕ, ОТСОЕДИНИТЬ И ИЗОЛИРОВАТЬ КАБЕЛЬ ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ СТАРТЕРА. НЕВЫПОЛНЕНИЕ ЭТОГО ТРЕБОВАНИЯ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ЗАПУСКУ ДВИГАТЕЛЯ И ТРАВМАМ.

Неисправность	Возможная причина	Способ устранения
Не запускается стартер при установке ключ-выключателя ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования) в положение START (пуск) и выключателя ENGINE MASTER (главный выключатель двигателя) в положение ON (вкл.).	Разомкнут предохранитель START (пуск).	Замкнуть предохранитель START (пуск).
	Разряжена батарея самолета.	Заменить/заменить батарею.
	Неисправен ключ-выключатель ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования).	Заменить ключ-выключатель ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования).
	Неисправен выключатель ENGINE MASTER (главный выключатель двигателя).	Заменить выключатель ENGINE MASTER (главный выключатель двигателя).
	Неисправно реле стартера.	Реле стартера на электродвигателе стартера: обратиться к изготовителю двигателя. Реле стартера в релейной коробке: заменить.
	Неисправен стартер.	Обратиться к изготовителю двигателя.
	Обрыв кабеля.	Проверить кабели на обрыв. Монтажные схемы см. в разделе 92. Отремонтировать или заменить неисправные кабели. Информацию об ограничениях по ремонту жгута двигателя см. в подразделе 71-50.

Неисправность	Возможная причина	Способ устранения
Сигнализатор питания стартера не гаснет после отпускания ключа из положения START (пуск).	Неисправно реле стартера. Неисправен электромагнит стартера.	Реле стартера на электродвигателе стартера: обратиться к изготовителю двигателя. Реле стартера в релейной коробке: заменить. Обратиться к изготовителю двигателя.
Двигатель плохо запускается при холодном запуске.	Изношены свечи накаливания.	Заменить свечи накаливания. Обратиться к изготовителю двигателя.

Порядок технического обслуживания

1. Общие сведения

В данном подразделе описывается порядок технического обслуживания только той части системы запуска, которая относится к самолету. Ремонт двигателя не допускается. Ремонт элементов системы, относящихся к двигателю, может производиться только на сертифицированном ремонтном предприятии или изготовителем двигателя.

2. Демонтаж/установка ключ-выключателя ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования)

А. Демонтаж ключ-выключателя ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования)

	Операции	Примечания/Ссылки
ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: ПЕРЕД НАЧАЛОМ РАБОТЫ С СИСТЕМОЙ ЗАПУСКА УБЕДИТЬСЯ, ЧТО ДВИГАТЕЛЬ ОБЕСТОЧЕН. НЕВЫПОЛНЕНИЕ ЭТОГО ТРЕБОВАНИЯ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ТРАВМЕ ИЛИ СМЕРТИ ПРИ ЗАПУСКЕ ДВИГАТЕЛЯ.		
(1)	<p>Убедиться, что двигатель обесточен:</p> <ul style="list-style-type: none"> – Установить выключатель ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования) в положение OFF (выкл.). – Установить выключатель ENGINE MASTER (главный выключатель двигателя) в положение OFF (выкл.). – Установить рычаг управления двигателем в положение IDLE (малый газ). 	
(2)	Отсоединить главную аккумуляторную батарею самолета.	См. подраздел 24-31.
(3)	Снять крышку главной приборной панели.	См. подраздел 25-10.
(4)	Отвинтить стопорную гайку ключ-выключателя ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования) со стороны кабины.	
(5)	Сдвинуть ключ-выключатель ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования) вперед (по направлению к носу самолета).	
(6)	Отсоединить электропровода от ключ-выключателя ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования).	Заметить положение проводов.
(7)	Снять ключ-выключатель ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования) с самолета.	

В. Установка ключ-выключателя ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования)

	Операции	Примечания/Ссылки
ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: ПЕРЕД НАЧАЛОМ РАБОТЫ С СИСТЕМОЙ ЗАПУСКА УБЕДИТЬСЯ, ЧТО ДВИГАТЕЛЬ ОБЕСТОЧЕН. НЕВЫПОЛНЕНИЕ ЭТОГО ТРЕБОВАНИЯ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ТРАВМЕ ИЛИ СМЕРТИ ПРИ ЗАПУСКЕ ДВИГАТЕЛЯ.		
(1)	<p>Убедиться, что двигатель обесточен:</p> <ul style="list-style-type: none"> – Установить выключатель ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования) в положение OFF (выкл.). – Установить выключатель ENGINE MASTER (главный выключатель двигателя) в положение OFF (выкл.). – Установить рычаг управления двигателем в положение IDLE (малый газ). 	
(2)	Установить ключ-выключатель ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования) между главной приборной панелью и противопожарной перегородкой.	
(3)	Присоединить электропровода к ключ-выключателю ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования).	Пользоваться монтажными схемами и записями, сделанными при демонтаже.
(4)	Установить ключ-выключатель ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования) на место в главной приборной панели.	
(5)	Установить и затянуть стопорную гайку ключ-выключателя ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования) со стороны кабины.	
(6)	Установить крышку главной приборной панели.	См. подраздел 25-10.
(7)	Подключить главную аккумуляторную батарею самолета.	См. подраздел 24-31.
(8)	Выполнить наземное опробование двигателя.	См. подраздел 71-00.

3. Демонтаж/установка выключателя ENGINE MASTER (главный выключатель двигателя)

A. Демонтаж выключателя ENGINE MASTER (главный выключатель двигателя)

	Операции	Примечания/Ссылки
ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: ПЕРЕД НАЧАЛОМ РАБОТЫ С СИСТЕМОЙ ЗАПУСКА УБЕДИТЬСЯ, ЧТО ДВИГАТЕЛЬ ОБЕСТОЧЕН. НЕВЫПОЛНЕНИЕ ЭТОГО ТРЕБОВАНИЯ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ТРАВМЕ ИЛИ СМЕРТИ ПРИ ЗАПУСКЕ ДВИГАТЕЛЯ.		
(1)	Убедиться, что двигатель обесточен: <ul style="list-style-type: none"> – Установить выключатель ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования) в положение OFF (выкл.). – Установить выключатель ENGINE MASTER (главный выключатель двигателя) в положение OFF (выкл.). – Установить рычаг управления двигателем в положение IDLE (малый газ). 	
(2)	Отсоединить главную аккумуляторную батарею самолета.	См. подраздел 24-31.
(3)	Снять крышку главной приборной панели.	См. подраздел 25-10.
(4)	Отвинтить стопорную гайку выключателя ENGINE MASTER (главный выключатель двигателя) со стороны кабины.	
(5)	Сдвинуть выключатель ENGINE MASTER (главный выключатель двигателя) вперед (по направлению к носу самолета).	
(6)	Отсоединить электропровода от выключателя ENGINE MASTER (главный выключатель двигателя).	Заметить положение проводов.
(7)	Снять выключатель ENGINE MASTER (главный выключатель двигателя) с самолета.	

В. Установка выключателя ENGINE MASTER (главный выключатель двигателя)

	Операции	Примечания/Ссылки
ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: ПЕРЕД НАЧАЛОМ РАБОТЫ С СИСТЕМОЙ ЗАПУСКА УБЕДИТЬСЯ, ЧТО ДВИГАТЕЛЬ ОБЕСТОЧЕН. НЕВЫПОЛНЕНИЕ ЭТОГО ТРЕБОВАНИЯ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ТРАВМЕ ИЛИ СМЕРТИ ПРИ ЗАПУСКЕ ДВИГАТЕЛЯ.		
(1)	<p>Убедиться, что двигатель обесточен:</p> <ul style="list-style-type: none"> – Установить выключатель ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования) в положение OFF (выкл.). – Установить выключатель ENGINE MASTER (главный выключатель двигателя) в положение OFF (выкл.). – Установить рычаг управления двигателем в положение IDLE (малый газ). 	
(2)	Подвести выключатель ENGINE MASTER (главный выключатель двигателя) к месту установки в главной приборной панели.	
(3)	Присоединить электропровода к выключателю ENGINE MASTER (главный выключатель двигателя).	Пользоваться монтажными схемами и записями, сделанными при демонтаже.
(4)	Установить выключатель ENGINE MASTER (главный выключатель двигателя) на место в главной приборной панели.	
(5)	Установить и затянуть стопорную гайку выключателя ENGINE MASTER (главный выключатель двигателя) со стороны кабины.	
(6)	Установить крышку главной приборной панели.	См. подраздел 25-10.
(7)	Подключить главную аккумуляторную батарею самолета.	См. подраздел 24-31.
(8)	Выполнить наземное опробование двигателя.	См. подраздел 71-00.

4. Демонтаж/установка реле стартера

А. Демонтаж реле стартера

	Операции	Примечания/Ссылки
ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: ПЕРЕД НАЧАЛОМ РАБОТЫ С СИСТЕМОЙ ЗАПУСКА УБЕДИТЬСЯ, ЧТО ДВИГАТЕЛЬ ОБЕСТОЧЕН. НЕВЫПОЛНЕНИЕ ЭТОГО ТРЕБОВАНИЯ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ТРАВМЕ ИЛИ СМЕРТИ ПРИ ЗАПУСКЕ ДВИГАТЕЛЯ.		
(1)	<p>Убедиться, что двигатель обесточен:</p> <ul style="list-style-type: none"> – Установить выключатель ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования) в положение OFF (выкл.). – Установить выключатель ENGINE MASTER (главный выключатель двигателя) в положение OFF (выкл.). – Установить рычаг управления двигателем в положение IDLE (малый газ). 	
(2)	Отсоединить главную аккумуляторную батарею самолета.	См. подраздел 24-31.
(3)	Отсоединить от реле стартера кабели.	Заметить положение проводов.
(4)	Отвинтить и убрать винт, шайбу и гайку крепления реле.	
(5)	Снять реле стартера с самолета.	

В. Установка реле стартера

	Операции	Примечания/Ссылки
ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: ПЕРЕД НАЧАЛОМ РАБОТЫ С СИСТЕМОЙ ЗАПУСКА УБЕДИТЬСЯ, ЧТО ДВИГАТЕЛЬ ОБЕСТОЧЕН. НЕВЫПОЛНЕНИЕ ЭТОГО ТРЕБОВАНИЯ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ТРАВМЕ ИЛИ СМЕРТИ ПРИ ЗАПУСКЕ ДВИГАТЕЛЯ.		
(1)	Убедиться, что двигатель обесточен: <ul style="list-style-type: none">– Установить выключатель ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования) в положение OFF (выкл.).– Установить выключатель ENGINE MASTER (главный выключатель двигателя) в положение OFF (выкл.).– Установить рычаг управления двигателем в положение IDLE (малый газ).	
(2)	Установить реле стартера на место в релейной коробке.	
(3)	Установить винт, шайбу и гайку крепления реле.	
(4)	Присоединить к реле стартера кабели.	Пользоваться монтажными схемами и записями, сделанными при демонтаже.
(5)	Подключить главную аккумуляторную батарею самолета.	См. подраздел 24-31.
(6)	Выполнить наземное опробование двигателя.	См. подраздел 71-00.

РАЗДЕЛ 81

ТУРБОКОМПРЕССОР

Страница намеренно оставлена пустой

СОДЕРЖАНИЕ

РАЗДЕЛ 81 ТУРБОКОМПРЕССОР

1.	Общие сведения.....	1
2.	Описание.....	1
3.	Принцип работы	3

Поиск и устранение неисправностей

1.	Общие сведения.....	101
----	---------------------	-----

Порядок технического обслуживания

1.	Общие сведения.....	201
2.	Демонтаж/установка промежуточного охладителя двигателя	201

Страница намеренно оставлена пустой

РАЗДЕЛ 81

ТУРБОКОМПРЕССОР

1. Общие сведения

В данном разделе приводится описание системы турбонаддува двигателя Austro Engine E4-A.

2. Описание

Система подачи воздуха двигателя имеет воздушный фильтр, расположенный за воздухозаборником НАСА и воздухозаборным каналом. За воздушным фильтром расположен клапан подачи воздуха из резервного источника, имеющий отверстие для впуска воздуха из двигательного отсека. Поворотная заслонка клапана подачи воздуха из резервного источника может быть установлена в положение впуска воздуха в систему подачи воздуха через фильтр или в положение подачи нефильтрованного воздуха непосредственно из двигательного отсека. Дополнительную информацию о воздушном фильтре и клапане подачи воздуха из резервного источника см. в подразделе 71-60.

Выпуск клапана подачи воздуха из резервного источника соединяется с впуском турбокомпрессора. Турбокомпрессор осуществляет сжатие воздуха, воздух при этом нагревается. Выпуск турбокомпрессора соединяется с промежуточным охладителем, охлаждающим горячий сжатый воздух.

Промежуточный охладитель расположен в верхней левой части двигателя с задней его стороны. Выпуск промежуточного охладителя соединяется с впускным коллектором двигателя. На впускном коллекторе двигателя установлены датчик давления в коллекторе и датчик температуры воздуха в коллекторе.

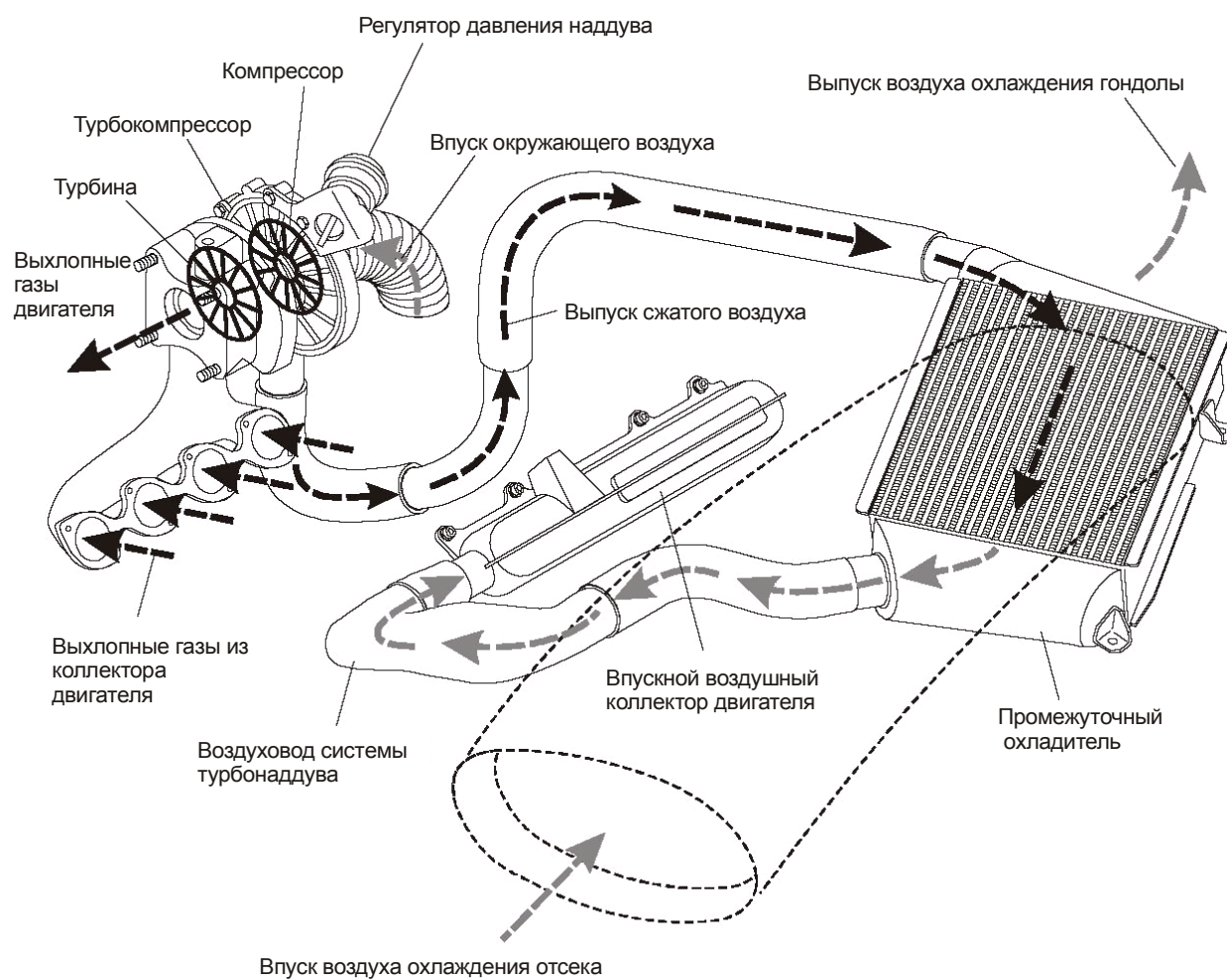


Рисунок 1. Принципиальная схема системы турбонаддува

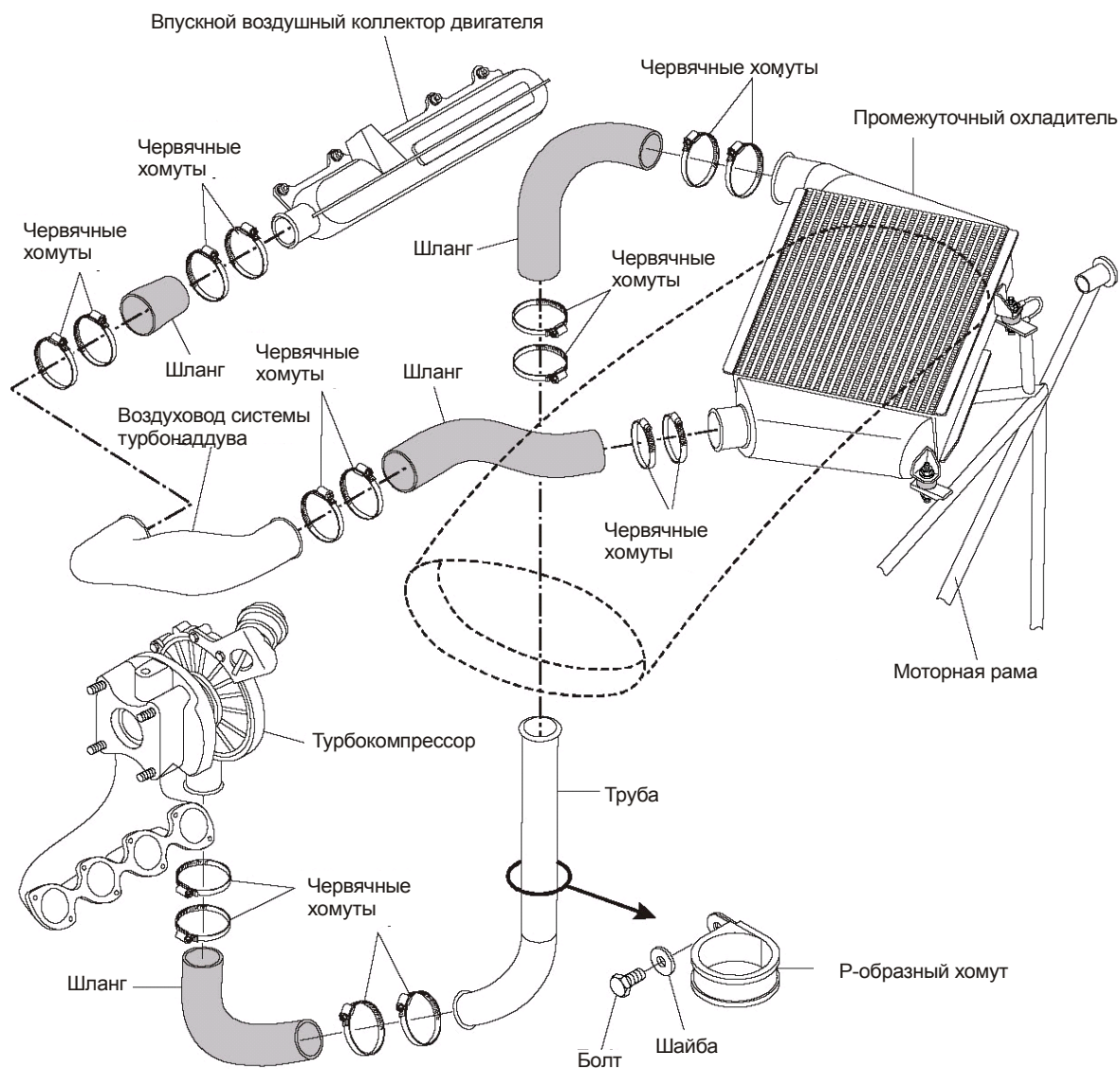
3. Принцип работы

Принципиальная схема системы турбонаддува показана на рисунке 1.

При работе двигателя выхлопные газы двигателя поступают через коллектор на турбину турбокомпрессора. На впуске турбины турбокомпрессора установлен клапан-регулятор давления наддува, который открывается, перепуская часть выхлопных газов двигателя непосредственно в выхлопную трубу двигателя в обход турбины. Управление открытием регулятора давления наддува осуществляет электронный блок управления двигателем.

Окружающий воздух подается в турбокомпрессор через воздушный фильтр (нормальный режим работы) или забирается из фюзеляжного отсека (в зависимости от положения клапана подачи воздуха из резервного источника). При сжатии в турбокомпрессоре воздух нагревается. Горячий сжатый воздух поступает по гибкому шлангу в промежуточный охладитель и проходит через матрицу промежуточного охладителя.

Охлаждающий воздух поступает в промежуточный охладитель через левый воздухозаборник и также проходит через матрицу промежуточного охладителя. При этом сжатый воздух охлаждается. Охлажденный сжатый воздух из матрицы промежуточного охладителя поступает по гибкому шлангу и воздуховоду системы турбонаддува во впускной воздушный коллектор двигателя.

**Рисунок 2. Установка промежуточного охладителя**

Поиск и устранение неисправностей

1. Общие сведения

В следующей таблице перечисляются возможные неисправности системы турбонаддува. При обнаружении неисправности, указанной в столбце «Неисправность», определить ее причину в столбце «Возможная причина» и выполнить действия по устранению неисправности, описанные в столбце «Способ устранения».

Неисправность	Возможная причина	Способ устранения
Слишком низкое или слишком высокое давление во впускном коллекторе двигателя.	Неисправен регулятор давления наддува.	Обратиться к изготовителю двигателя.
Слишком высокая температура воздуха на впуске.	Засорена или повреждена матрица промежуточного охладителя.	Устранить засорение матрицы промежуточного охладителя. При необходимости заменить промежуточный охладитель.

Страница намеренно оставлена пустой

Порядок технического обслуживания

1. Общие сведения

В данном подразделе описывается порядок демонтажа и установки промежуточного охладителя.

ВНИМАНИЕ: ОБСЛУЖИВАНИЕ ПРОМЕЖУТОЧНОГО ОХЛАДИТЕЛЯ ПОЛЬЗОВАТЕЛЕМ НЕ ПРЕДУСМОТРЕНО.

ВНИМАНИЕ: ЗАПРЕЩАЕТСЯ РЕГУЛИРОВАТЬ ТЯГУ УПРАВЛЕНИЯ РЕГУЛЯТОРА ДАВЛЕНИЯ НАДДУВА. РЕГУЛИРОВКА ТЯГИ ВЕДЕТ К ИЗМЕНЕНИЮ ХАРАКТЕРИСТИК ЭЛЕКТРОННОЙ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ.

Информацию об обслуживании воздушного фильтра и клапана подачи воздуха из резервного источника см. в подразделе 71-60.

2. Демонтаж/установка промежуточного охладителя двигателя

А. Демонтаж промежуточного охладителя двигателя

	Операции	Примечания/Ссылки
<p>ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: НЕ ДОПУСКАЕТСЯ НАХОЖДЕНИЕ В ОПАСНОЙ ЗОНЕ ВОЗДУШНОГО ВИНТА. НЕВЫПОЛНЕНИЕ ЭТОГО ТРЕБОВАНИЯ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ТРАВМЕ ИЛИ СМЕРТИ ПРИ ЗАПУСКЕ ДВИГАТЕЛЯ.</p> <p>ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: ПЕРЕД НАЧАЛОМ РАБОТЫ С ЭЛЕМЕНТАМИ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ДВИГАТЕЛЕМ НЕОБХОДИМО УБЕДИТЬСЯ, ЧТО ДВИГАТЕЛЬ ОБЕСТОЧЕН. ВРАЩЕНИЕ ВОЗДУШНОГО ВИНТА МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ТРАВМАМ.</p>		
(1)	<p>Убедиться, что двигатель обесточен:</p> <ul style="list-style-type: none"> – Установить выключатель ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования) в положение OFF (выкл.). – Установить выключатель ENGINE MASTER (главный выключатель двигателя) в положение OFF (выкл.). – Установить рычаг управления двигателем в положение 0%. 	
(2)	Отсоединить главную аккумуляторную батарею самолета.	См. подраздел 24-31.
(3)	Снять капот двигателя.	См. подраздел 71-10.

	Операции	Примечания/Ссылки
(4)	Отсоединить гибкие шланги, соединяющие промежуточный охладитель с турбокомпрессором и впускным воздушным коллектором двигателя: <ul style="list-style-type: none">– Снять червячные хомуты.– Снять шланги со штуцеров промежуточного охладителя и впуска турбокомпрессора.	См. рисунок 2. От промежуточного охладителя.
(5)	Снять промежуточный охладитель: <ul style="list-style-type: none">– Отвинтить и убрать гайки, шайбы и болты крепления промежуточного охладителя к моторной раме и бака охлаждающей жидкости к промежуточному охладителю.– Снять промежуточный охладитель с двигателя.	При работе соблюдать осторожность, не допускать повреждения матрицы промежуточного охладителя.

В. Установка промежуточного охладителя двигателя

	Операции	Примечания/Ссылки
ВНИМАНИЕ: НЕОБХОДИМО УБЕДИТЬСЯ, ЧТО ВПУСКНЫЕ ШЛАНГИ ТУРБОКОМПРЕССОРА НЕ ПЕРЕКРУЧЕНЫ И НЕ ИМЕЮТ РЕЗКИХ ИЗГИБОВ. НЕПРАВИЛЬНАЯ ПРОКЛАДКА ШЛАНГОВ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ВЫХОДУ ТУРБОКОМПРЕССОРА ИЗ СТРОЯ.		
(1)	<p>Установить промежуточный охладитель на моторную раму:</p> <ul style="list-style-type: none"> – Установить гайки и шайбы крепления промежуточного охладителя к моторной раме. 	
(2)	<p>Присоединить гибкие шланги, соединяющие промежуточный охладитель с турбокомпрессором и впускным воздушным коллектором двигателя:</p> <ul style="list-style-type: none"> – Установить на гибкие шланги червячные хомуты. – Надеть шланги на штуцеры промежуточного охладителя. – Установить червячные хомуты в нужное положение и затянуть их. – Установить бак охлаждающей жидкости на промежуточный охладитель. 	Не затягивать червячные хомуты!
(3)	Установить капот двигателя.	См. подраздел 71-10.
(4)	Подключить главную аккумуляторную батарею самолета.	См. подраздел 24-31.
(5)	Выполнить наземное опробование двигателя и проверить работу промежуточного охладителя двигателя.	См. подраздел 71-00.

Страница намеренно оставлена пустой

РАЗДЕЛ 92

МОНТАЖНЫЕ СХЕМЫ

Страница намеренно оставлена пустой

СОДЕРЖАНИЕ

**РАЗДЕЛ 92
МОНТАЖНЫЕ СХЕМЫ**

1. Общие сведения.....	201
------------------------	-----

Страница намеренно оставлена пустой

РАЗДЕЛ 92

МОНТАЖНЫЕ СХЕМЫ

1. Общие сведения

В данном разделе приводятся монтажные электрические схемы всех систем самолета. Нумерация монтажных схем выполнена по схеме нумерации ATA (раздел/подраздел).

Наименование	№ чертежа	Ред. №	К-во листов
Охлаждение оборудования. Принципиальная схема	D44-9221-20-01	-	1
Электропроводка системы GFC700. Принципиальная схема	D44-9222-10-01	-	1
Электрическая система. Принципиальная схема	D44-9224-30-01	C	1
Электропроводка резервной батареи. Принципиальная схема	D44-9225-60-01	-	1
Электропроводка аварийного приводного передатчика ME406. Принципиальная схема	D44-9225-60-02	-	1
Электропроводка закрылков. Принципиальная схема	D44-9227-50-01	-	1
Электропроводка насоса перекачки топлива. Принципиальная схема	D44-9228-20-01	-	1
Электропроводка обогрева ППД. Принципиальная схема	D44-9230-30-01	-	1
Электропроводка счетчика моточасов. Принципиальная схема	D44-9231-20-01	-	1
Электропроводка комплекса G1000. Принципиальная схема	D44-9231-60-01	A	
Электропроводка заливающего освещения. Принципиальная схема	D44-9233-10-01	-	1
Электропроводка освещения приборов и трафаретов. Принципиальная схема	D44-9233-10-02	-	1
Электропроводка ламп для чтения карт/ламп индивидуального освещения. Принципиальная схема	D44-9233-20-01	-	1
Электропроводка внешнего светотехнического оборудования. Принципиальная схема	D44-9233-40-01	-	1
Электропроводка авиагоризонта. Принципиальная схема	D44-9234-10-01	-	1
Электропроводка АРК. Принципиальная схема	D44-9234-50-01	-	1
Электропроводка электронных блоков управления двигателем. Принципиальная схема	D44-9274-10-00	B	2

Страница намеренно оставлена пустой

ВСЕ ПРАВА НА НАСТОЯЩИЙ ДОКУМЕНТ ЗАЩИЩЕНЫ. ЗАПРЕЩАЕТСЯ ВОСПРОИЗВЕДЕНИЕ НАСТОЯЩЕГО ДОКУМЕНТА И РАСПЛАЩЕНИЕ ЕГО СОДЕРЖАНИЯ ТРЕТЬИМ СТОРОНАМ БЕЗ ПРЕВАРИТЕЛЬНОГО ПИСЬМЕННОГО РАЗРЕШЕНИЯ DIAMOND AIRCRAFT INDUSTRIES

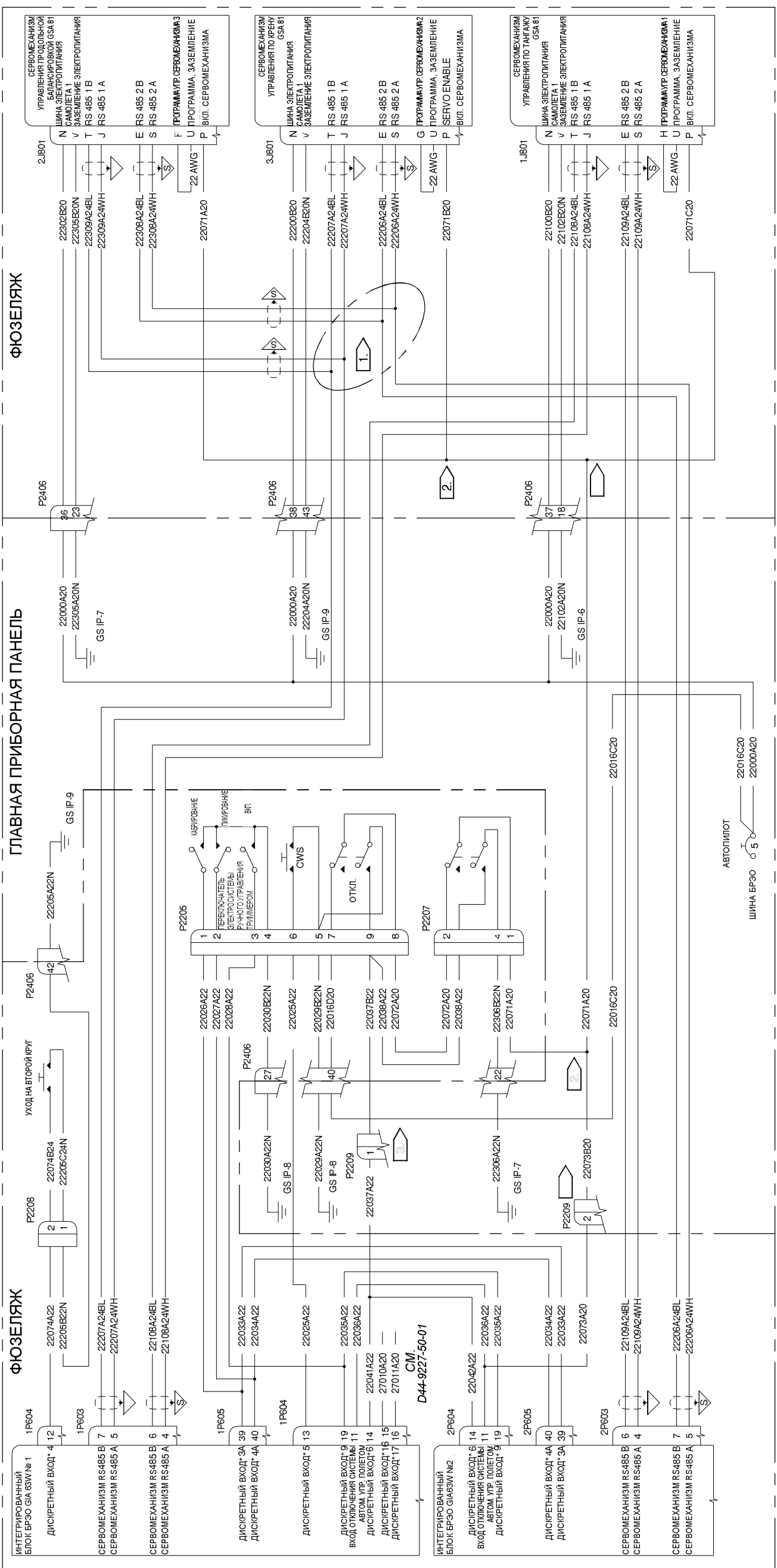
NOTES:

1.

Подключается к разъемам GIA.
2.

Подключается к разъему J2207.
3.

Расположено в фюзеляже.



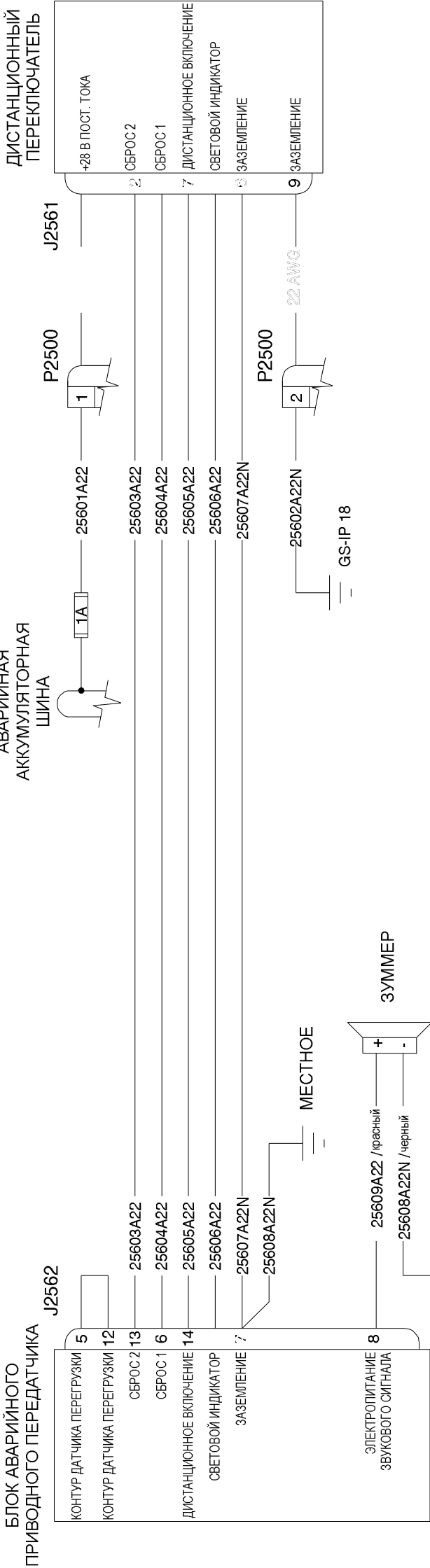
РАЗМЕРЫ МЕТРИЧЕСКИЕ	
ЕВРОПЕЙСКАЯ ПРОЕКЦИЯ	ФОРМАТ
	A3
ЕСЛИ НЕ УКАЗАНО ИНОЕ, РАЗМЕРЫ В ММ	
3.2	
ДОПУСКИ НА РАЗМЕРЫ	
2 ДЕС. ЗНАКА	до 0,25
1 ДЕС. ЗНАК	до 0,5
ЦЕЛОЕ ЧИСЛО	до 1
УГОЛ	до 1°
РАД.	до 0,5

ИДЕНТИФИКАЦИОННЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ	
DE-S-10-00003	
КЛАСС:	
НЕТ	
ВЗАИМОЗАМЕНЯЕМАЯ ДЕТАЛЬ НЕТ	
ЭТОТ ЧЕРТЕЖ ВЫПОЛНЕН В ПРОГРАММЕ: SOLID EDGE V18	
ИМЯ ФАЙЛА D44-9222-10-01.dft	

		Diamond Aircraft Industries		N. A. Otto-Straße 5 A-2700 Wiener Neustadt	
ОТДЕЛ	ЧЕРТИП	ПОДПИСЬ	ДАТА	ПРОЕКТ	НАИМЕНОВАНИЕ
	Kowarsch		27.01.10	DA 40 NG	
ПРОВЕРИЛ: Kowarsch		НАИМЕНОВАНИЕ			
ОБЕСПЕЧЕНИЕ КАЧЕСТВА: —		Принципиальная схема			
КОНТР. НАПР.: —		Электропроводка системы			
ИЗГ.: —		GFC700			
СИСТЕМА: —		ИЗДАТЕЛЬ ЧЕРТЕЖА DAIA			
УТВЕРДИЛ: TL		ИЗДАТЕЛЬ ЧЕРТЕЖА № ЧЕРТЕЖА D44-9222-10-01			
		РЕД. " "			
		КОД 710197 МАСШТАБ 1:1 Л. 01 ИЗ 01			
		1 Конфиденциально			

ИЗМЕНЕНИЯ					
РЕД.	Л.	ЗОНА	ОПИСАНИЕ	ДАТА	УТВЕРДИЛ
" "	01	ВСЕ	УАМ 40-004 ПЕРВЫЙ ВЫПУСК	27.01.10	СМ. ТЕХ. БЮЛЕТЕНЬ

ИЗМЕНЕНИЯ				
РЕД.	Л.	ЗОНА	ОПИСАНИЕ	ДАТА
"."	01	ВСЕ	ВАМ 40-004 ПЕРВЫЙ ВЫПУСК	27.01.10



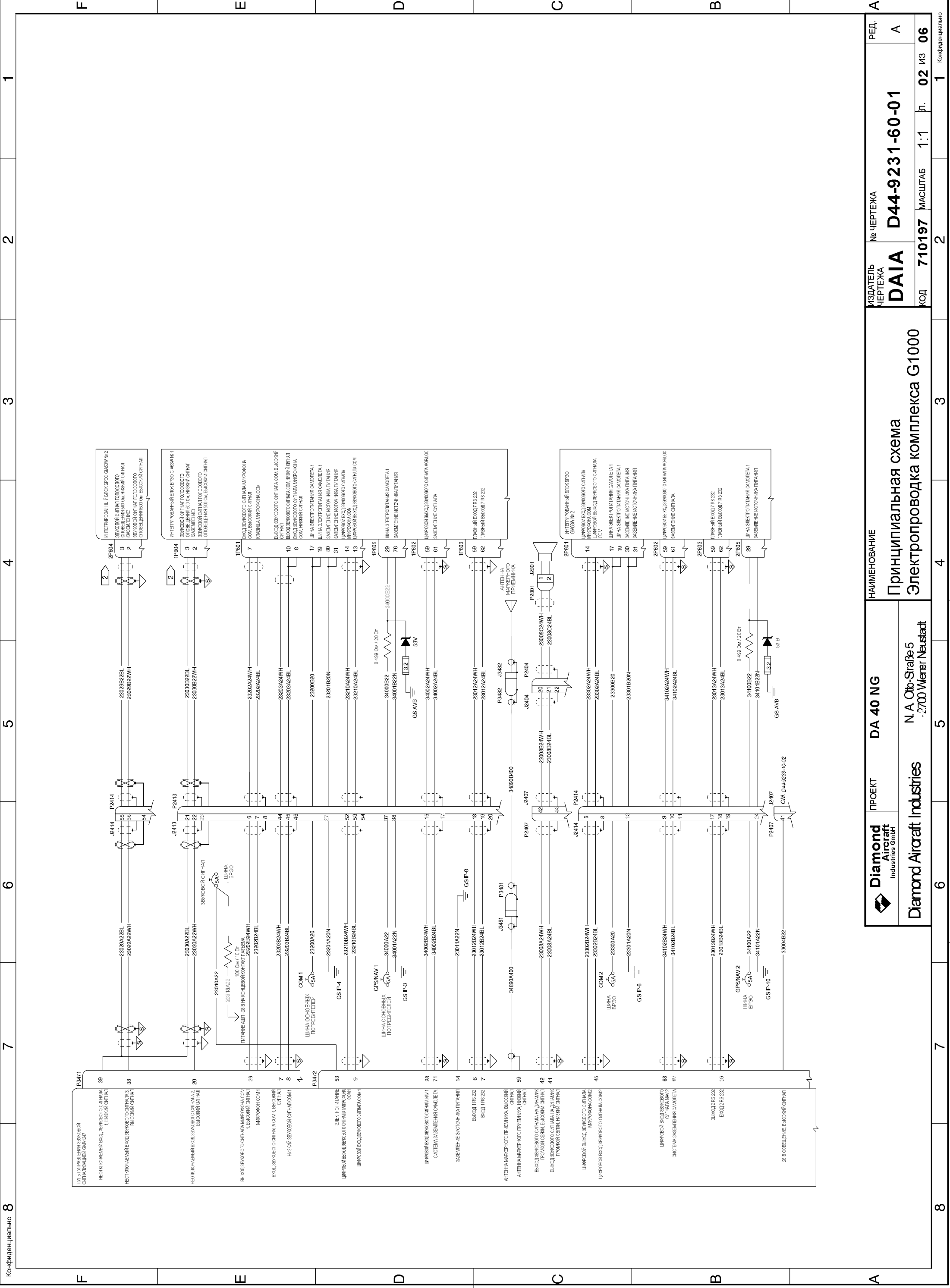
Diamond Aircraft Industries GmbH		Diamond Aircraft Industries		N. A. Otto-Straße 5 A-2700 Wiener Neustadt	
ОТДЕЛ	ПОДПИСЬ	ДАТА	ПРОЕКТ	DA 40 NG	
ЧЕРТИЛ	Kowarsch	27.01.10	НАИМЕНОВАНИЕ		
ПРОВЕРИЛ:	Kowarsch		Принципиальная схема		
ОБЕСПЕЧЕНИЕ КАЧЕСТВА:	—		Электропроводка аварийного		
КОНТР. НАПР.:	—		приводного передатчика ME406		
ИЗГ.:	—		ИЗДАТЕЛЬ ЧЕРТЕЖА	№ ЧЕРТЕЖА	РЕД.
СИСТЕМА:	—		DAIA	D44-9225-60-02	" "
УТВЕРДИЛ:	TL		КОД	710197	МАСШТАБ
				1:1	Л. 01 ИЗ 01

РАЗМЕРЫ		ИДЕНТИФИКАЦИОННЫЕ	
МЕТРИЧЕСКИЕ		ОБОЗНАЧЕНИЯ	
ЕВРОПЕЙСКАЯ ПРОЕКЦИЯ		DE-S-10-00003	
ФОРМАТ		КЛАСС:	
A3		HET	
ЕСЛИ НЕ УКАЗАНО ИНОЕ, РАЗМЕРЫ В ММ		ВЗАИМОЗАМЕНЯЕМАЯ ДЕТАЛЬ	
ДОПУСКИ НА РАЗМЕРЫ		ЭТОТ ЧЕРТЕЖ ВЫПОЛНЕН В ПРОГРАММЕ:	
2 ДЕС. ЗНАКА до 0.25		SOLID EDGE V18	
1 ДЕС. ЗНАК до 0.5		ИМЯ ФАЙЛА	
ЦЕЛОЕ ЧИСЛО до 1		D44-9225-60-02.dft	
УГОЛ до 1°			
РАД. до 0.5			

РЕД.	№ ЧЕРТЕЖА	РЕД.	№ ЧЕРТЕЖА
"."	D44-9225-60-02	"."	D44-9225-60-02

КОД	710197	МАСШТАБ	1:1	Л.	01	ИЗ	01
-----	--------	---------	-----	----	----	----	----

ВСЕ ПРАВА НА НАСТОЯЩИЙ ДОКУМЕНТ ЗАЩИЩАЮТСЯ ЗАПЕЧАТАНЫМИ ВОСПРОИЗВЕДЕНИЕМ
НАСТОЯЩЕГО ДОКУМЕНТА И РАЗПЛАЩЕНИЕ ЕГО СОДЕРЖАНИЕМ ТРЕТЬИМ ЛИЦАМ СТОИТ ПОСМОТРЕТЬ
ПРЕДВАРИТЕЛЬНОГО ПИСЬМЕННОГО РАЗРЕШЕНИЯ ДИАМОНД АЙРКРАФТ ИНДУСТРИЕС



РЕД. А	№ ЧЕРТЕЖА D44-9231-60-01	НАИМЕНОВАНИЕ		ПРОЕКТ	DA 40 NG	
		Принципиальная схема				
		Электропроводка комплекса G1000				
06	из 02	л. 1	МАСШТАБ 1:1	Код 710197	ИЗДАТЕЛЬ ЧЕРТЕЖА DAIA	Diamond Aircraft Industries GmbH N A Otto-Straße 5 2700 Wiener Neustadt

ВСЕ ПРАВА НА НАСТОЯЩИЙ ДОКУМЕНТ ЗАЩИЩЕНЫ ЗАПРЕЩАЕТСЯ ВОСПРОИЗВЕДЕНИЕ
НАСКОПИТЕЛЬНОГО ДОКУМЕНТА И РАСПРОСТРАНЕНИЕ ЕГО СОДЕРЖАНИЯ ТРЕТЬИМИ СТОРОНАМИ БЕЗ
ПРЕДВАРИТЕЛЬНОГО ПИСЬМЕННОГО РАЗРЕШЕНИЯ ДИАМОНД АЙРКРАфт INDUSTRIES

Конфиденциально

8

7

6

5

4

3

2

1

F

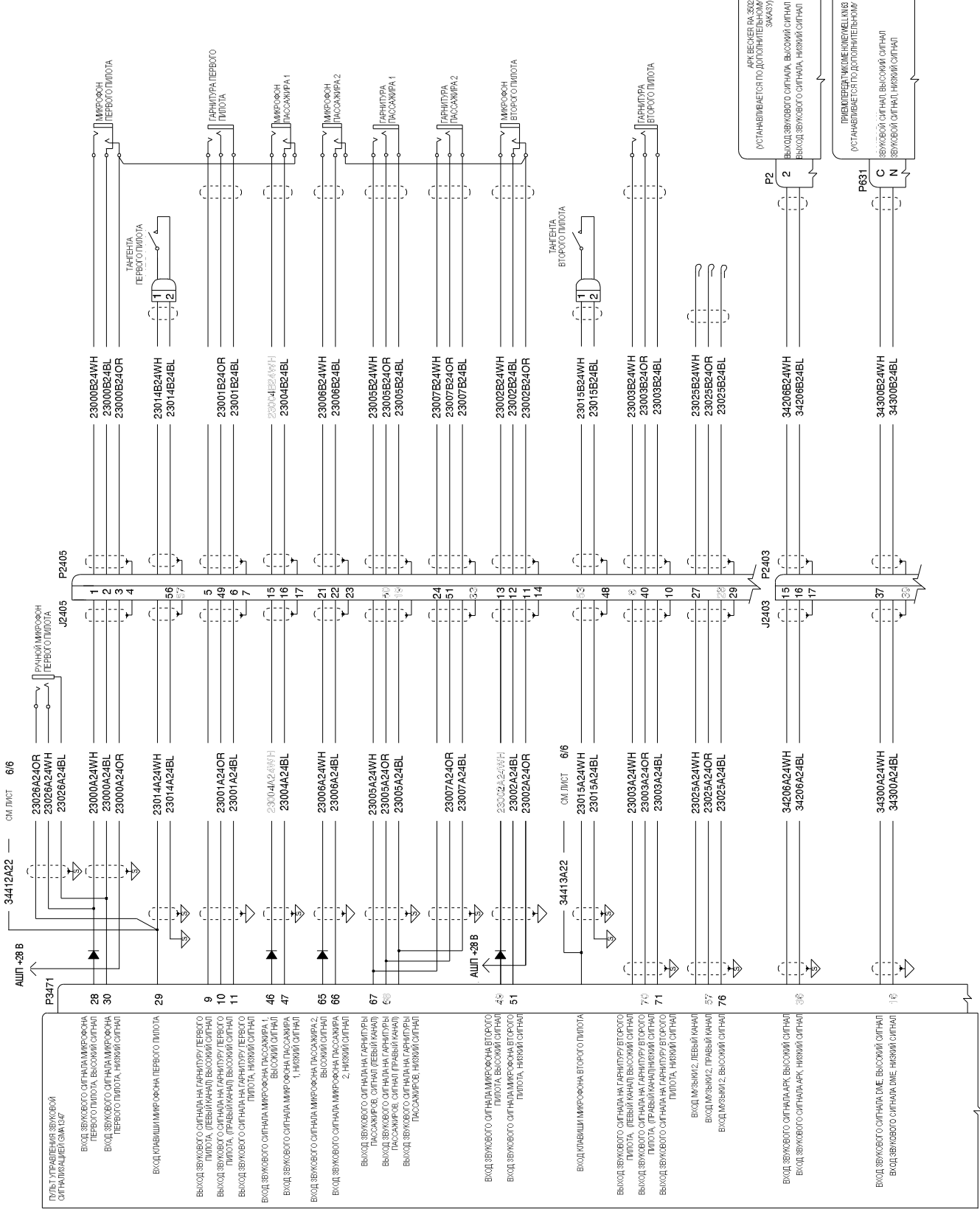
E

D

C

B

A



НАИМЕНОВАНИЕ

Принципиальная схема

Электропроводка комплекса G1000

ИЗДАТЕЛЬ
ЧЕРТЕЖА

DAIA

№ ЧЕРТЕЖА

D44-9231-60-01

РЕД.

A

КОД

710197

МАСШТАБ

1:1

л. 03

из 06

Конфиденциально

1

2

3

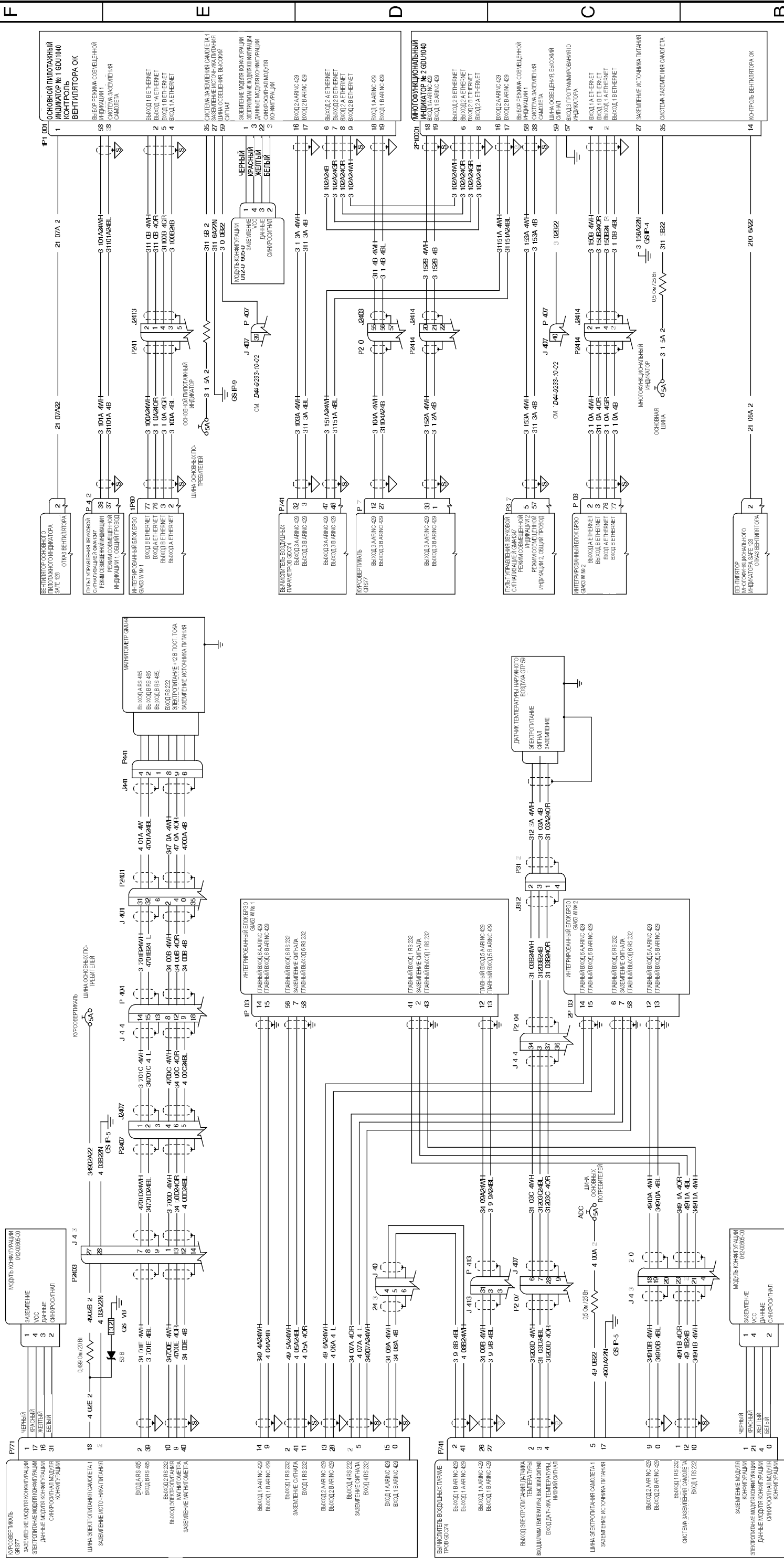
4



5

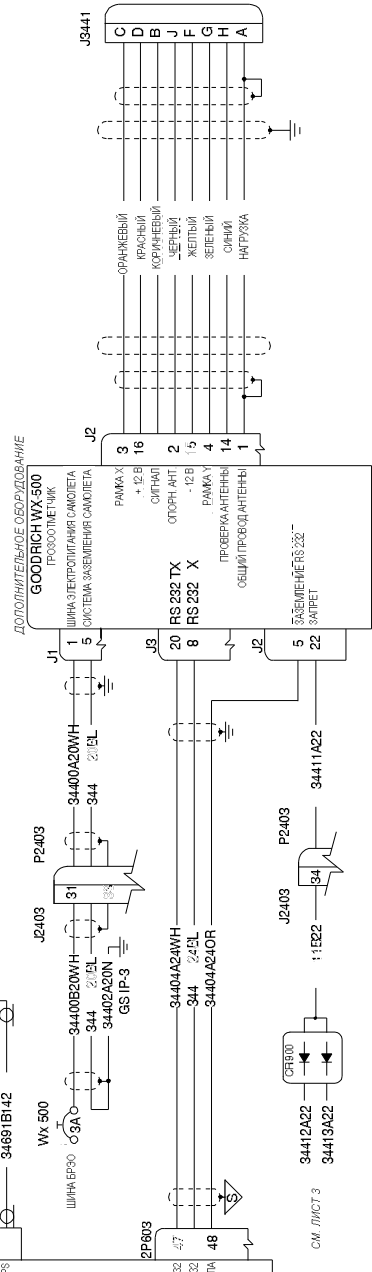
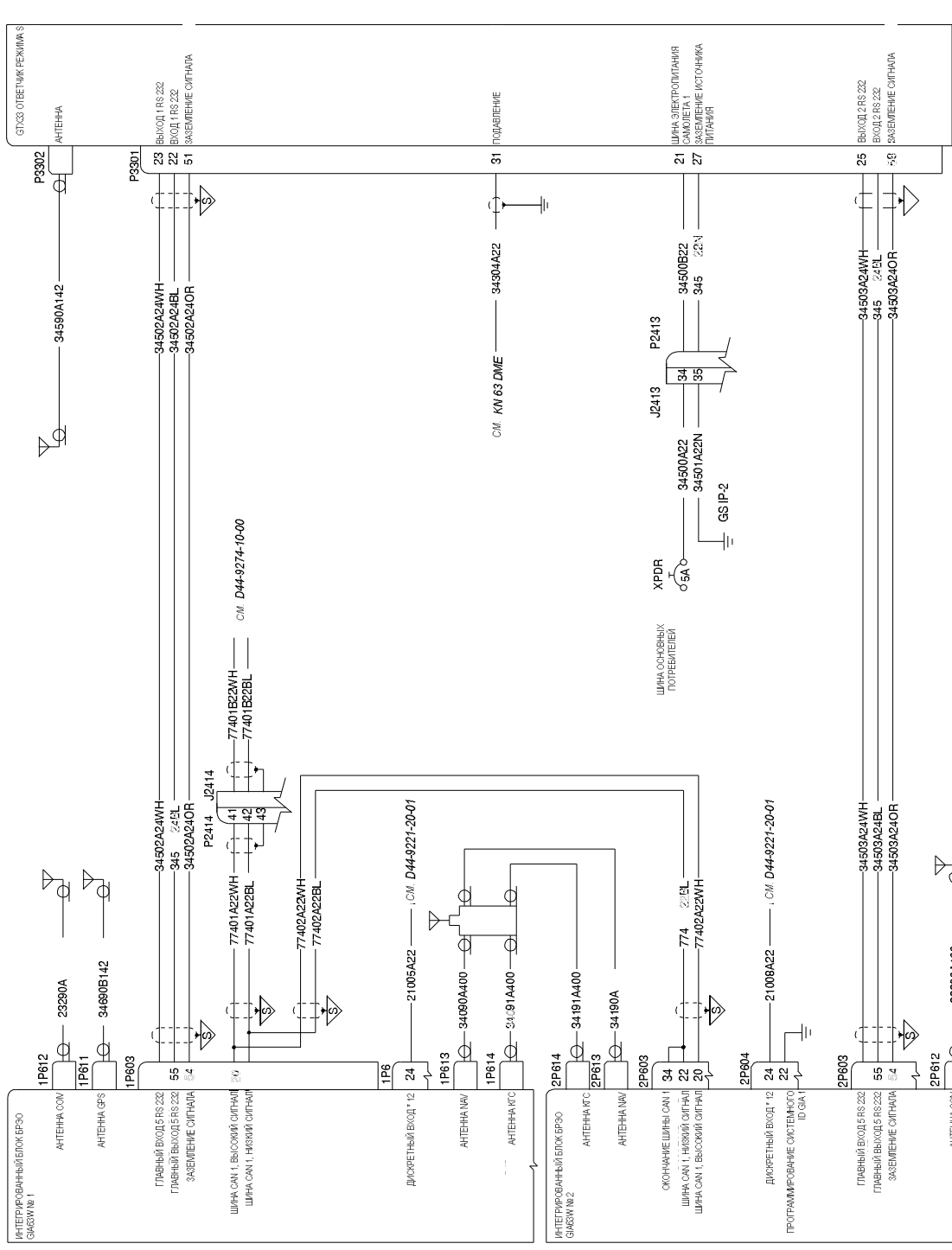
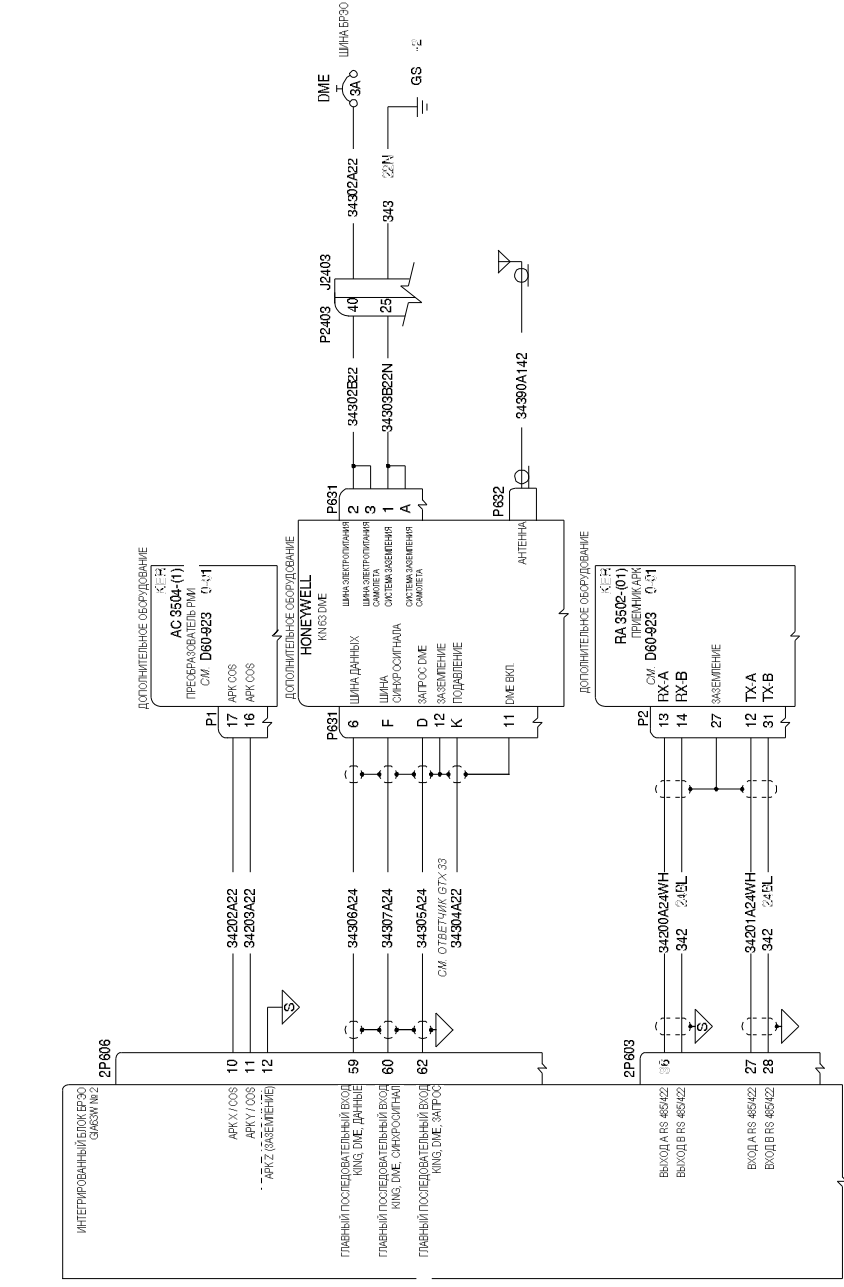
6


7

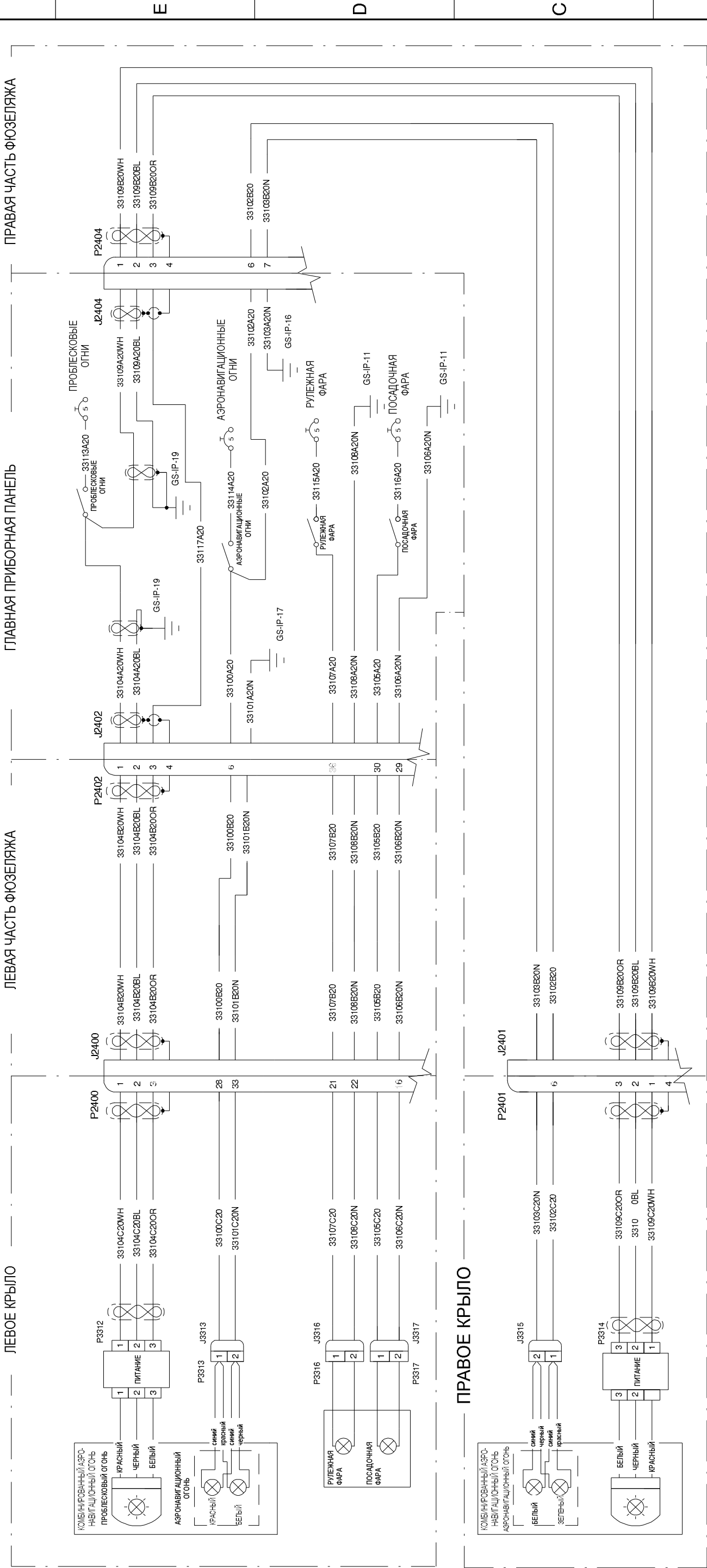
8


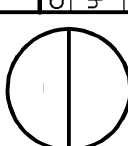
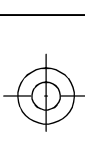



8		7		6		4		3		2		1	
Конфиденциально												1	
Принципиальная схема													
Электропроводка комплекса G1000													
ПРОЕКТ		DA 40 NG		НАИМЕНОВАНИЕ									
		Diamond Aircraft Industries GmbH		Принципиальная схема									
Diamond Aircraft Industries		N A Ob-Straße 5 A 27  Werner Neustadt		Электропроводка комплекса G1000									
ИЗДАТЕЛЬ ЧЕРТЕЖА		DAIA		№ ЧЕРТЕЖА									
КОД		710197		МАСШТАБ		1:1		Л.		ИЗ		РЕД.	
												A	



 Diamond Aircraft Industries GmbH	ПРОЕКТ	DA 40 NG	НАИМЕНОВАНИЕ		ИЗДАТЕЛЬ ЧЕРТЕЖА DAIA	№ ЧЕРТЕЖА D44-9231- 0-01	РЕД. A	A
	Diamond Aircraft Industries		Принципиальная схема Электропроводка комплекса G1000					
Diamond Aircraft Industries		N A Otto-Straße 5 A-2700 Wiener Neustadt		КОД 710197		МАСШТАБ 1:1	Л.	ИЗ 03
6		5		4	3		2	1
Конфиденциально								



РАЗМЕРЫ МЕТРИЧЕСКИЕ		ИДЕНТИФИКАЦИОННЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ		<div> Diamond Aircraft Industries GmbH</div>		Diamond Aircraft Industries		N. A. Otto-Straße 5 A-2700 Wiener Neustadt			
ЕВРОПЕЙСКАЯ ПРОЕКЦИЯ		ФОРМАТ		<div></div> <div>КЛАСС: DE-S-10-00003</div> <div>НЕТ</div>		ОТДЕЛ	ПОДПИСЬ	ДАТА	ПРОЕКТ		
<div></div>		A3				ЧЕРТИЛ	Kowarsch	28.01.10	DA 40 NG	НАИМЕНОВАНИЕ	
ЕСЛИ НЕ УКАЗАНО ИНОЕ, РАЗМЕРЫ В ММ		<div></div> <div>3.2</div>		ВЗАИМОЗАМЕНЯЕМАЯ ДЕТАЛЬ НЕТ		ПРОВЕРИЛ: Kowarsch			Принципиальная схема Электропроводка внешнего светотехни- ческого оборудования		
						ОБЕСПЕЧЕНИЕ КАЧЕСТВА: —					
						КОНТР. НАПР.: —					
						ИЗГ.: —					
						СИСТЕМА: —					
УТВЕРДИЛ: TL					КОД	710197	МАСШТАБ	1:1	Л. 01 ИЗ 01		
2 ДЕС. ЗНАКА до 0,25 1 ДЕС. ЗНАКА до 0,5 ЦЕЛОЕ ЧИСЛО до 1 УГОЛ до 1° РАД. до 0,5		ШЕРОХОВАТОСТЬ В МММ		ИМЯ ФАЙЛА D44-9233-40-01.dft		ИЗДАТЕЛЬ ЧЕРТЕЖА DAIA		№ ЧЕРТЕЖА D44-9233-40-01		РЕД. " " "	

ИЗМЕНЕНИЯ			
РЕД.	Л.	ЗОНА	ОПИСАНИЕ
-	01	ВСЕ	УАМ 40-004 ПЕРВЫЙ ВЫПУСК
ДАТА		УТВЕРДИЛ	
28.01.10		СМ. ТЕХ. БЮЛ-ЛЕТЕНЬ	






ЛЕВАЯ ЧАСТЬ ФЮЗЕЛЯЖА	
ПРАВая ЧАСТЬ ФЮЗЕЛЯЖА	

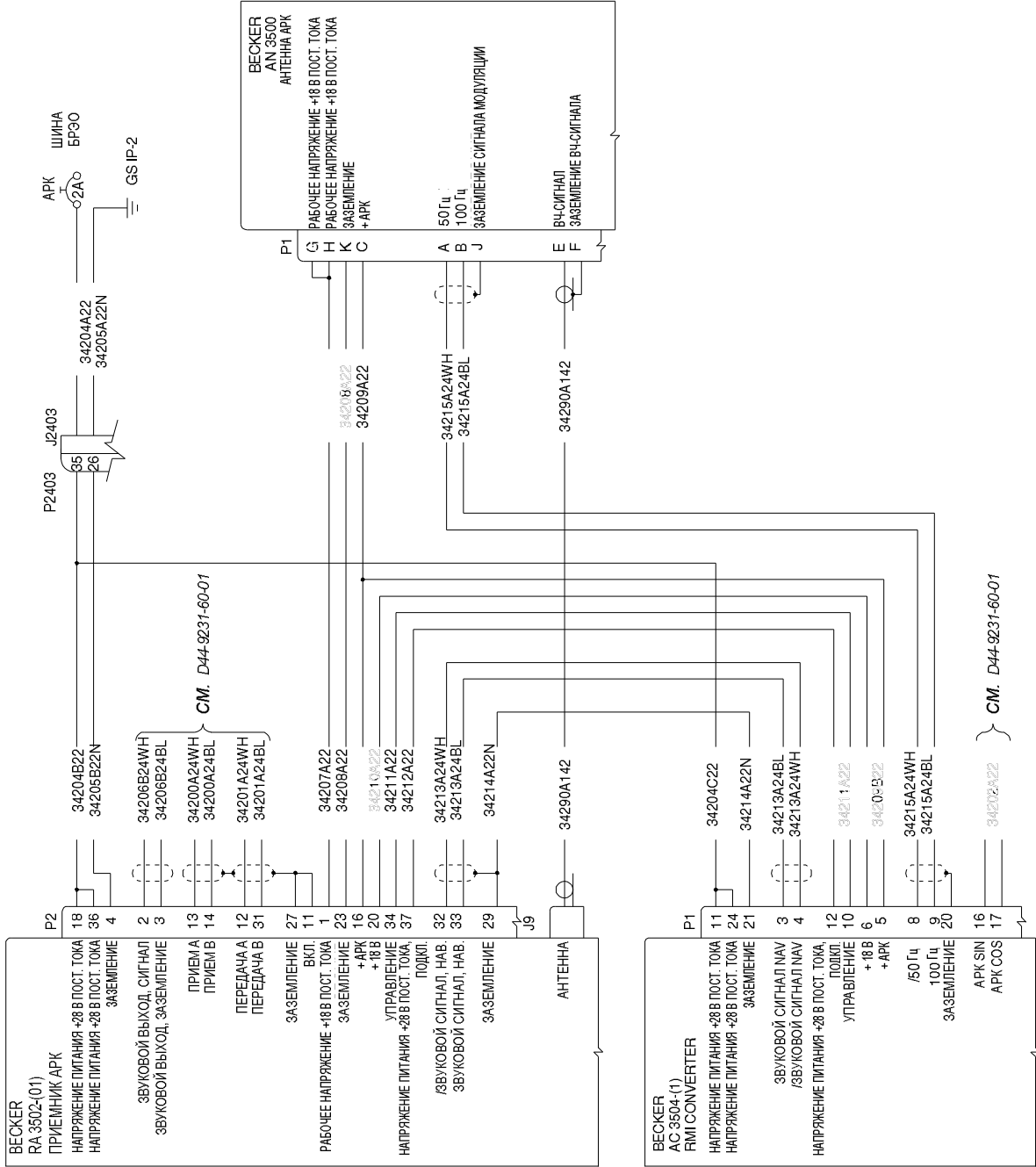
ЛЕВОЕ КРЫЛО	
ПРАВОЕ КРЫЛО	

ЛЕВАЯ ЧАСТЬ ФЮЗЕЛЯЖА	
ПРАВая ЧАСТЬ ФЮЗЕЛЯЖА	

ЛЕВОЕ КРЫЛО	
ПРАВОЕ КРЫЛО	

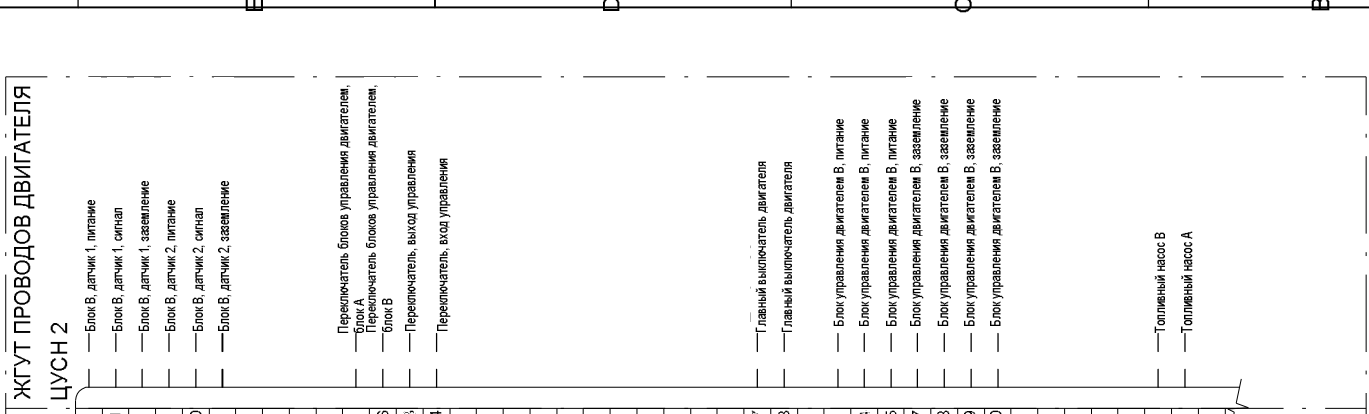
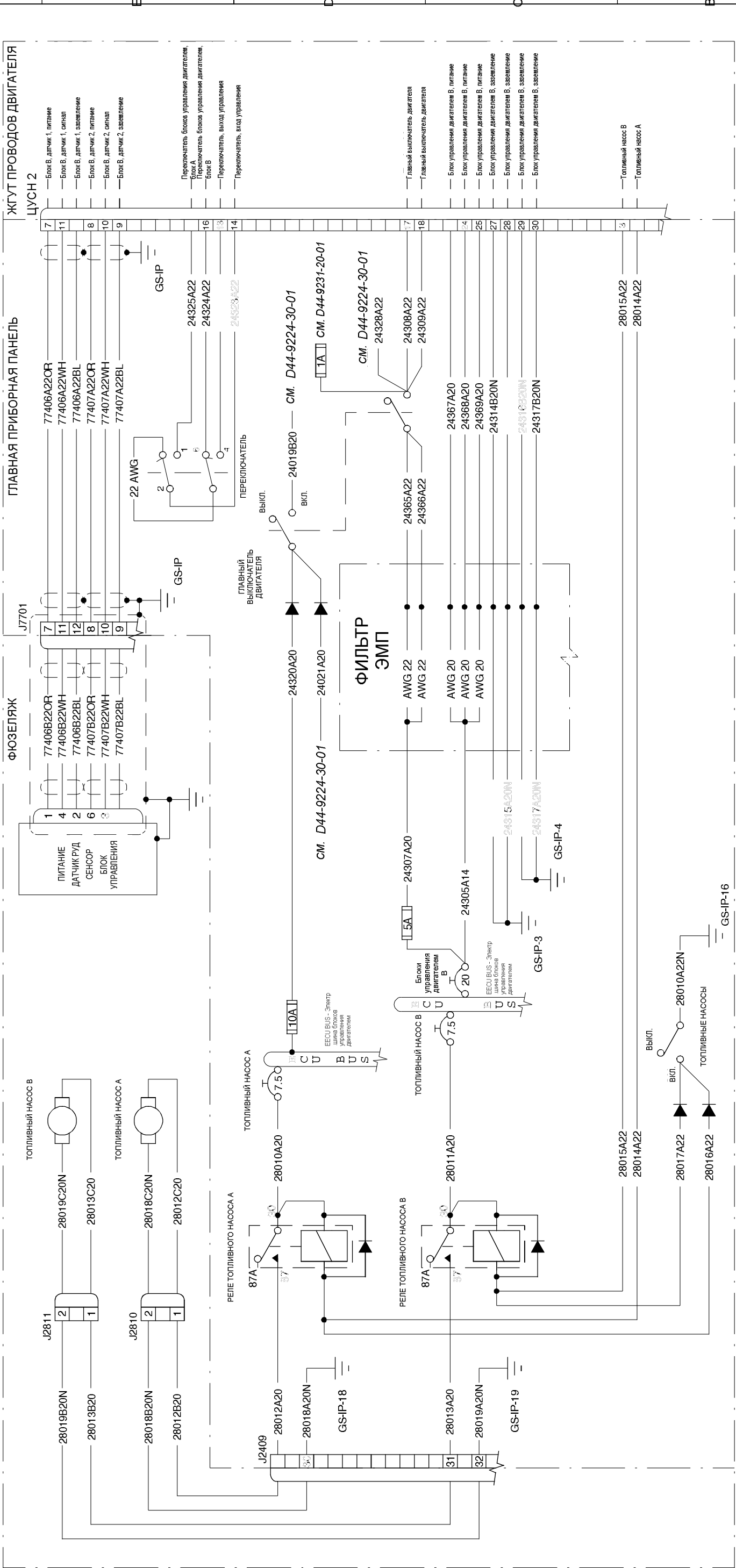
ЛЕВАЯ ЧАСТЬ ФЮЗЕЛЯЖА	
ПРАВая ЧАСТЬ ФЮЗЕЛЯЖА	

РАЗМЕРЫ		МЕТРИЧЕСКИЕ		ИДЕНТИФИКАЦИОННЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ		 Diamond Aircraft Industries GmbH		Diamond Aircraft Industries		N. A. Otto-Straße 5 A-2700 Wiener Neustadt	
ЕВРОПЕЙСКАЯ ПРОЕКЦИЯ		ФОРМАТ		 КЛАСС: DE-S-10-00003		ОТДЕЛ Kowarsch		ПОДПИСЬ		ПРОЕКТ	
		A3						ДАТА		DA 40 NG	
 ЕСЛИ НЕ УКАЗАНО ИНОЕ, РАЗМЕРЫ В ММ		3.2  ДОПУСКИ НА РАЗМЕРЫ		ВЗАИМОЗАМЕНЯЕМАЯ ДЕТАЛЬ		НЕТ		ПРОВЕРИЛ: Kowarsch		Принципиальная схема Электропроводка АРК	
				ЭТОТ ЧЕРТЕЖ ВЫПОЛНЕН В ПРОГРАММЕ:		SOLID EDGE V18		ОБЕСПЕЧЕНИЕ КАЧЕСТВА: —			
								КОНТР. НАПР.: —			
								ИЗГ.: —			
2 ДЕС. ЗНАКА		до 0.25		ИМЯ ФАЙЛА		СИСТЕМА: —		ИЗДАТЕЛЬ ЧЕРТЕЖА		№ ЧЕРТЕЖА	
1 ДЕС. ЗНАК		до 0.5		D44-9234-50-01.dft		УТВЕРДИЛ: TL		DAIA		D44-9234-50-01	
ЦЕЛОЕ ЧИСЛО		до 1									
УГОЛ		до 1°									
РАД.		до 0.5						КОД		710197	
								МАСШТАБ		1:1	
								Л.		01 ИЗ 01	
										РЕД. -	



ИЗМЕНЕНИЯ					
РЕД.	Л.	ЗОНА	ОПИСАНИЕ	ДАТА	УТВЕРДИЛ
"д1"	01	ВСЕ	ПЕРВЫЙ ВЫПУСК	06.06.08	СМ. ТЕХ. БЮЛЛЕТЕНЬ
-	01	ВСЕ	СМ 40-313 изменен формат ТБ	06.04.10	СМ. ТЕХ. БЮЛЛЕТЕНЬ

ИЗМЕНЕНИЯ					
РЕД.	Л.	ЗОНА	ОПИСАНИЕ	ДАТА	УТВЕРДИЛ
"д1"	01	ВСЕ	ПЕРВЫЙ ВЫПУСК	06.06.08	СМ. ТЕХ. БЮЛЛЕТЕНЬ
-	01	ВСЕ	СМ 40-313 изменен формат ТБ	06.04.10	СМ. ТЕХ. БЮЛЛЕТЕНЬ



ИЗДАТЕЛЬ		№ ЧЕРТЕЖА		РЕД.	
DAIA		D44-9274-10-00		В	
КОД		710197		Л. 02 ИЗ 02	
		МАСШТАБ		Конфиденциально	

НАИМЕНОВАНИЕ		ПРОЕКТ		DA 40 NG	
Принципиальная схема		Diamond Aircraft Industries GmbH			
Электропроводка электронных блоков		N. A. Otto-Straße 5			
управления двигателем		1.-P.-2700 Wiener Neustadt			