

---




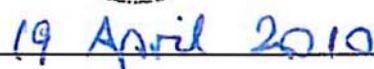
## РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

### DA 40 NG

---

Категория летной годности	:	нормальная
Требования	:	JAR-23
Серийный номер	:	_____
Регистрация	:	_____
Док. №	:	6.01.15-E
Дата выпуска	:	01 апреля 2010 г.

---

Подпись	:	
Менеджер проекта со стороны EASA	:	
Печать	:	
Дата утверждения	:	
(Дата утверждения EASA)		

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

10025781.

Страница намеренно оставлена пустой.

**ПРЕДИСЛОВИЕ**

Поздравляем вас с приобретением нового самолета DIAMOND DA 40 NG.

Умелая эксплуатация самолета позволяет повысить как безопасность полета, так и удовольствие от управления самолетом. Просим вас перед эксплуатацией самолета DIAMOND DA 40 NG ознакомиться с его конструкцией и особенностями.

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

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

Если вы приобрели самолет DIAMOND DA 40 NG, ранее бывший в эксплуатации, просим вас сообщить нам свой адрес, чтобы мы могли высылать вам документацию, необходимую для безопасной эксплуатации самолета.

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

Авторское право © DIAMOND AIRCRAFT INDUSTRIES GMBH

N.A. Otto-Strasse 5

A-2700 Wiener Neustadt, Austria (Австрия)

Телефон: +43-2622-26700

Факс: +43-2622-26780

Эл. почта: [office@diamond-air.at](mailto:office@diamond-air.at)

Док. № 6.01.15-E	Ред. 1	15 марта 2011 г.	Стр. 0 - 1
------------------	--------	------------------	------------

## **0.1 УТВЕРЖДЕНИЕ**

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

## **0.2 РЕГИСТРАЦИЯ ИЗМЕНЕНИЙ**

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

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

подлежат регистрации в приведенной ниже таблице.

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

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

Временные редакции используются для включения в РЛЭ информации о системах и оборудовании до следующей «постоянной» Редакции настоящего Руководства по летной эксплуатации. Если действие «постоянной» Редакции распространяется на область применения Обязательной или Необязательной рекомендации по внесению изменений в конструкцию (MÄM/OÄM), действие соответствующей Временной редакции в применимой части отменяется. Например, действие Редакции 5 распространяется на область применения Необязательной рекомендации OÄM 40-039. В этом случае Временная редакция TR-OÄM-40-039 заменяется «постоянной» Редакцией 5.

Титульные страницы Временных редакций (для Временных редакций) вставляются в настоящее руководство после его титульной страницы; все другие страницы вставляются перед соответствующими страницами настоящего РЛЭ.

Стр. 0 - 2	Ред. 1	15 марта 2011 г.	Док. № 6.01.15-E
------------	--------	------------------	------------------

Ред. №	Основание	Раздел	Стр.	Дата изменения	Отметка об утверждении	Дата утверждения	Дата вставки	Подпись
1	<b>МАМ</b> 40-415, 40-432, 40-440, 40-448, 40-460, 40-466, 40-447, 40-514,  <b>ОАМ</b> 40-311, 40-313, 40-314 & 40-316, 40-321, 40-326, 40-327, 40-329, 40-330, 40-331, 40-333,  Исправления	все	все, кроме титульной страницы	15 марта 2011 г.	Редакция 1 РЛЭ (док. № 6.01.15-Е) утверждена Европейским агентством авиационной безопасности (EASA) (№ утверждения 10034114).			

Страница намеренно оставлена пустой.

### 0.3 ПЕРЕЧЕНЬ ДЕЙСТВУЮЩИХ СТРАНИЦ

Раздел	Стр.	Дата
0	0-0	01 апреля 2010 г.
	0-0a	01 апреля 2010 г.
	0-1	15 марта 2011 г.
	0-2	15 марта 2011 г.
	0-3	15 марта 2011 г.
	0-4	15 марта 2011 г.
	0-5	15 марта 2011 г.
	0-6	15 марта 2011 г.
	0-7	15 марта 2011 г.
	0-8	15 марта 2011 г.
	0-9	15 марта 2011 г.
	0-10	15 марта 2011 г.
	0-11	15 марта 2011 г.
	0-12	15 марта 2011 г.
	0-13	15 марта 2011 г.
	0-14	15 марта 2011 г.

Раздел	Стр.	Дата
1	1-1	15 марта 2011 г.
	1-2	15 марта 2011 г.
	1-3	15 марта 2011 г.
	1-4	15 марта 2011 г.
	1-5	15 марта 2011 г.
	1-6	15 марта 2011 г.
	1-7	15 марта 2011 г.
	1-8	15 марта 2011 г.
	1-9	15 марта 2011 г.
	1-10	15 марта 2011 г.
	1-11	15 марта 2011 г.
	1-12	15 марта 2011 г.
	1-13	15 марта 2011 г.
	1-14	15 марта 2011 г.
	1-15	15 марта 2011 г.
	1-16	15 марта 2011 г.
	1-17	15 марта 2011 г.
	1-18	15 марта 2011 г.
	1-19	15 марта 2011 г.
	1-20	15 марта 2011 г.

Раздел	Стр.	Дата
2	утв. 2-1	15 марта 2011 г.
	утв. 2-2	15 марта 2011 г.
	утв. 2-3	15 марта 2011 г.
	утв. 2-4	15 марта 2011 г.
	утв. 2-5	15 марта 2011 г.
	утв. 2-6	15 марта 2011 г.
	утв. 2-7	15 марта 2011 г.
	утв. 2-8	15 марта 2011 г.
	утв. 2-9	15 марта 2011 г.
	утв. 2-10	15 марта 2011 г.
	утв. 2-11	15 марта 2011 г.
	утв. 2-12	15 марта 2011 г.
	утв. 2-13	15 марта 2011 г.
	утв. 2-14	15 марта 2011 г.
	утв. 2-15	15 марта 2011 г.
	утв. 2-16	15 марта 2011 г.
	утв. 2-17	15 марта 2011 г.
	утв. 2-18	15 марта 2011 г.
	утв. 2-19	15 марта 2011 г.
	утв. 2-20	15 марта 2011 г.
	утв. 2-21	15 марта 2011 г.
	утв. 2-22	15 марта 2011 г.
	утв. 2-23	15 марта 2011 г.
	утв. 2-24	15 марта 2011 г.
	утв. 2-25	15 марта 2011 г.
	утв. 2-26	15 марта 2011 г.
	утв. 2-27	15 марта 2011 г.

Раздел	Стр.	Дата
2	утв. 2-28	15 марта 2011 г.
	утв. 2-29	15 марта 2011 г.
	утв. 2-30	15 марта 2011 г.
	утв. 2-31	15 марта 2011 г.
	утв. 2-32	15 марта 2011 г.



Раздел	Стр.	Дата
3	3-1	15 марта 2011 г.
	3-2	15 марта 2011 г.
	3-3	15 марта 2011 г.
	3-4	15 марта 2011 г.
	3-5	15 марта 2011 г.
	3-6	15 марта 2011 г.
	3-7	15 марта 2011 г.
	3-8	15 марта 2011 г.
	3-9	15 марта 2011 г.
	3-10	15 марта 2011 г.
	3-11	15 марта 2011 г.
	3-12	15 марта 2011 г.
	3-13	15 марта 2011 г.
	3-14	15 марта 2011 г.
	3-15	15 марта 2011 г.
	3-16	15 марта 2011 г.
	3-17	15 марта 2011 г.
	3-18	15 марта 2011 г.
	3-19	15 марта 2011 г.
	3-20	15 марта 2011 г.
	3-21	15 марта 2011 г.
	3-22	15 марта 2011 г.
	3-23	15 марта 2011 г.
	3-24	15 марта 2011 г.
	3-25	15 марта 2011 г.
	3-26	15 марта 2011 г.
	3-27	15 марта 2011 г.
	3-28	15 марта 2011 г.

Раздел	Стр.	Дата
3	3-29	15 марта 2011 г.
	3-30	15 марта 2011 г.
	3-31	15 марта 2011 г.
	3-32	15 марта 2011 г.
	3-33	15 марта 2011 г.
	3-34	15 марта 2011 г.
	3-35	15 марта 2011 г.
	3-36	15 марта 2011 г.
	3-37	15 марта 2011 г.
	3-38	15 марта 2011 г.
	3-39	15 марта 2011 г.
	3-40	15 марта 2011 г.
	3-41	15 марта 2011 г.
	3-42	15 марта 2011 г.
	3-43	15 марта 2011 г.
	3-44	15 марта 2011 г.
	3-45	15 марта 2011 г.
	3-46	15 марта 2011 г.
	3-47	15 марта 2011 г.
	3-48	15 марта 2011 г.

Раздел	Стр.	Дата
4A	4A-1	15 марта 2011 г.
	4A-2	15 марта 2011 г.
	4A-3	15 марта 2011 г.
	4A-4	15 марта 2011 г.
	4A-5	15 марта 2011 г.
	4A-6	15 марта 2011 г.
	4A-7	15 марта 2011 г.
	4A-8	15 марта 2011 г.
	4A-9	15 марта 2011 г.
	4A-10	15 марта 2011 г.
	4A-11	15 марта 2011 г.
	4A-12	15 марта 2011 г.
	4A-13	15 марта 2011 г.
	4A-14	15 марта 2011 г.
	4A-15	15 марта 2011 г.
	4A-16	15 марта 2011 г.
	4A-17	15 марта 2011 г.
	4A-18	15 марта 2011 г.
	4A-19	15 марта 2011 г.
	4A-20	15 марта 2011 г.
	4A-21	15 марта 2011 г.
	4A-22	15 марта 2011 г.
	4A-23	15 марта 2011 г.
	4A-24	15 марта 2011 г.
	4A-25	15 марта 2011 г.
	4A-26	15 марта 2011 г.
	4A-27	15 марта 2011 г.

Раздел	Стр.	Дата
4A	4A-28	15 марта 2011 г.
	4A-29	15 марта 2011 г.
	4A-30	15 марта 2011 г.
	4A-31	15 марта 2011 г.
	4A-32	15 марта 2011 г.
	4A-33	15 марта 2011 г.
	4A-34	15 марта 2011 г.
	4A-35	15 марта 2011 г.
	4A-36	15 марта 2011 г.
	4A-37	15 марта 2011 г.
	4A-38	15 марта 2011 г.

Раздел	Стр.	Дата
4B	4B-1	15 марта 2011 г.
	4B-2	15 марта 2011 г.
	4B-3	15 марта 2011 г.
	4B-4	15 марта 2011 г.
	4B-5	15 марта 2011 г.
	4B-6	15 марта 2011 г.
	4B-7	15 марта 2011 г.
	4B-8	15 марта 2011 г.
	4B-9	15 марта 2011 г.
	4B-10	15 марта 2011 г.
	4B-11	15 марта 2011 г.
	4B-12	15 марта 2011 г.
	4B-13	15 марта 2011 г.
	4B-14	15 марта 2011 г.
	4B-15	15 марта 2011 г.
	4B-16	15 марта 2011 г.
	4B-17	15 марта 2011 г.
	4B-18	15 марта 2011 г.
	4B-19	15 марта 2011 г.
	4B-20	15 марта 2011 г.
	4B-21	15 марта 2011 г.
	4B-22	15 марта 2011 г.

Раздел	Стр.	Дата
5	5-1	15 марта 2011 г.
	5-2	15 марта 2011 г.
	5-3	15 марта 2011 г.
	5-4	15 марта 2011 г.
	5-5	15 марта 2011 г.
	5-6	15 марта 2011 г.
	5-7	15 марта 2011 г.
	5-8	15 марта 2011 г.
	5-9	15 марта 2011 г.
	5-10	15 марта 2011 г.
	5-11	15 марта 2011 г.
	5-12	15 марта 2011 г.
	5-13	15 марта 2011 г.
	5-14	15 марта 2011 г.
	5-15	15 марта 2011 г.
	5-16	15 марта 2011 г.
	5-17	15 марта 2011 г.
	5-18	15 марта 2011 г.
	5-19	15 марта 2011 г.
	5-20	15 марта 2011 г.
	5-21	15 марта 2011 г.
	5-22	15 марта 2011 г.
	5-23	15 марта 2011 г.
	5-24	15 марта 2011 г.
	5-25	15 марта 2011 г.
	5-26	15 марта 2011 г.
	5-27	15 марта 2011 г.

Раздел	Стр.	Дата
5	5-28	15 марта 2011 г.
	5-29	15 марта 2011 г.
	5-30	15 марта 2011 г.

Раздел	Стр.	Дата
6	6-1	15 марта 2011 г.
	6-2	15 марта 2011 г.
	6-3	15 марта 2011 г.
	6-4	15 марта 2011 г.
	6-5	15 марта 2011 г.
	6-6	15 марта 2011 г.
	6-7	15 марта 2011 г.
	6-8	15 марта 2011 г.
	6-9	15 марта 2011 г.
	6-10	15 марта 2011 г.
	6-11	15 марта 2011 г.
	6-12	15 марта 2011 г.
	6-13	15 марта 2011 г.
	6-14	15 марта 2011 г.
	6-15	15 марта 2011 г.
	6-16	15 марта 2011 г.
	6-17	15 марта 2011 г.
	6-18	15 марта 2011 г.
	6-19	15 марта 2011 г.
	6-20	15 марта 2011 г.
	6-21	15 марта 2011 г.
	6-22	15 марта 2011 г.
	6-23	15 марта 2011 г.
	6-24	15 марта 2011 г.

Стр. 0 - 10	Ред. 1      15 марта 2011 г.	Док. № 6.01.15-Е
-------------	------------------------------	------------------

Раздел	Стр.	Дата
7	7-1	15 марта 2011 г.
	7-2	15 марта 2011 г.
	7-3	15 марта 2011 г.
	7-4	15 марта 2011 г.
	7-5	15 марта 2011 г.
	7-6	15 марта 2011 г.
	7-7	15 марта 2011 г.
	7-8	15 марта 2011 г.
	7-9	15 марта 2011 г.
	7-10	15 марта 2011 г.
	7-11	15 марта 2011 г.
	7-12	15 марта 2011 г.
	7-13	15 марта 2011 г.
	7-14	15 марта 2011 г.
	7-15	15 марта 2011 г.
	7-16	15 марта 2011 г.
	7-17	15 марта 2011 г.
	7-18	15 марта 2011 г.
	7-19	15 марта 2011 г.
	7-20	15 марта 2011 г.
	7-21	15 марта 2011 г.
	7-22	15 марта 2011 г.
	7-23	15 марта 2011 г.
	7-24	15 марта 2011 г.
	7-25	15 марта 2011 г.
	7-26	15 марта 2011 г.
	7-27	15 марта 2011 г.

Раздел	Стр.	Дата
7	7-28	15 марта 2011 г.
	7-29	15 марта 2011 г.
	7-30	15 марта 2011 г.
	7-31	15 марта 2011 г.
	7-32	15 марта 2011 г.
	7-33	15 марта 2011 г.
	7-34	15 марта 2011 г.
	7-35	15 марта 2011 г.
	7-36	15 марта 2011 г.
	7-37	15 марта 2011 г.
	7-38	15 марта 2011 г.
	7-39	15 марта 2011 г.
	7-40	15 марта 2011 г.
	7-41	15 марта 2011 г.
	7-42	15 марта 2011 г.
	7-43	15 марта 2011 г.
	7-44	15 марта 2011 г.
	7-45	15 марта 2011 г.
	7-46	15 марта 2011 г.
	7-47	15 марта 2011 г.
	7-48	15 марта 2011 г.

Раздел	Стр.	Дата
8	8-1	15 марта 2011 г.
	8-2	15 марта 2011 г.
	8-3	15 марта 2011 г.
	8-4	15 марта 2011 г.
	8-5	15 марта 2011 г.
	8-6	15 марта 2011 г.
	8-7	15 марта 2011 г.
	8-8	15 марта 2011 г.
	8-9	15 марта 2011 г.
	8-10	15 марта 2011 г.
	8-11	15 марта 2011 г.
	8-12	15 марта 2011 г.

Раздел	Стр.	Дата
9	9-1	15 марта 2011 г.
	9-2	15 марта 2011 г.
	9-3	15 марта 2011 г.
	9-4	15 марта 2011 г.

**0.4 СОДЕРЖАНИЕ**

## Раздел

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

Страница намеренно оставлена пустой.



## РАЗДЕЛ 1

### ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

	Стр.
1.1 ВВЕДЕНИЕ.....	1-2
1.2 ОСНОВАНИЕ ДЛЯ СЕРТИФИКАЦИИ.....	1-4
1.3 ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ, ПРЕДОСТЕРЕЖЕНИЯ И ПРИМЕЧАНИЯ.....	1-4
1.4 РАЗМЕРЫ .....	1-5
1.5 ОПРЕДЕЛЕНИЯ И АББРЕВИАТУРЫ.....	1-7
1.6 ЕДИНИЦЫ ИЗМЕРЕНИЯ .....	1-15
1.6.1 ПЕРЕВОДНЫЕ КОЭФФИЦИЕНТЫ.....	1-15
1.6.2 ТАБЛИЦА ПЕРЕСЧЕТА ЛИТРОВ В АМЕРИКАНСКИЕ ГАЛЛОНЫ.....	1-17
1.7 ЧЕРТЕЖ В ТРЕХ ПРОЕКЦИЯХ.....	1-18
1.8 ИСХОДНАЯ ДОКУМЕНТАЦИЯ.....	1-19
1.8.1 ДВИГАТЕЛЬ И ПРИБОРЫ КОНТРОЛЯ ДВИГАТЕЛЯ .....	1-19
1.8.2 ВОЗДУШНЫЙ ВИНТ .....	1-20

## 1.1 ВВЕДЕНИЕ

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

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

Настоящее Руководство по летной эксплуатации распространяется на все серийные номера самолетов. Уровни оснащения и модификации (проектные данные) самолетов могут быть различными и зависят от серийного номера самолета. По этой причине часть информации, приведенной в настоящем руководстве, действительна только для соответствующих уровней оснащения и модификации. Точные сведения об оборудовании для вашего серийного номера можно найти в перечне установленного оборудования в разделе 6.5. Уровень модификации в объеме, необходимом для целей настоящего Руководства, указан в следующей таблице.

Модификация	Источник	Установлено	
Комплекс бортового радиоэлектронного оборудования Garmin G1000	MÄM 40-447	<input type="checkbox"/> да	<input type="checkbox"/> нет
Баки увеличенной емкости	OÄM 40-130	<input type="checkbox"/> да	<input type="checkbox"/> нет
Багажный лоток (дополнительный багажный отсек)	OÄM 40-164	<input type="checkbox"/> да	<input type="checkbox"/> нет
Удлинённый багажный отсек	Базовая конструкция	<input type="checkbox"/> да	<input type="checkbox"/> нет
Заслонка воздухозаборника свежего воздуха для эксплуатации в зимних условиях	OÄM 40-183	<input type="checkbox"/> да	<input type="checkbox"/> нет
Узел швартовки на носовой опоре шасси	OÄM 40-200	<input type="checkbox"/> да	<input type="checkbox"/> нет
Кабина в комплектации DA 40 NG Club	OÄM 40-321	<input type="checkbox"/> да	<input type="checkbox"/> нет
Аварийный топор	OÄM 40-326	<input type="checkbox"/> да	<input type="checkbox"/> нет
Установка автопилота KAP 140	OÄM 40-329	<input type="checkbox"/> да	<input type="checkbox"/> нет

Стр. 1 - 2	Ред. 1	15 марта 2011 г.	Док. № 6.01.15-E
------------	--------	------------------	------------------

Модификация	Источник	Установлено	
Исполнение без автопилота GFC 700	ОАМ 40-330	<input type="checkbox"/> да	<input type="checkbox"/> нет
Короткий дополнительный багажный отсек	ОАМ 40-331	<input type="checkbox"/> да	<input type="checkbox"/> нет
DA 40 NG без автопилота GFC 700	ОАМ 40-333	<input type="checkbox"/> да	<input type="checkbox"/> нет

Настоящее Руководство по летной эксплуатации должно всегда храниться только на борту самолета. Для его хранения предназначен боковой карман левого переднего кресла.

## ВНИМАНИЕ

Самолет DA 40 NG оснащен одним двигателем. При соблюдении эксплуатационных ограничений и выполнении требований по техническому обслуживанию самолет отличается высоким уровнем надежности в соответствии с требованиями сертификации. Тем не менее, полностью исключить отказ двигателя невозможно. По этой причине ночные полеты, полеты над облачностью, в приборных метеорологических условиях, а также над местностью, непригодной для посадки, связаны с определенной степенью риска. Настоятельно рекомендуется выбирать полетное время и маршруты полетов таким образом, чтобы свести этот риск к минимуму.

Док. № 6.01.15-Е	Ред. 1      15 марта 2011 г.	Стр. 1 - 3
------------------	------------------------------	------------

## **1.2 ОСНОВАНИЕ ДЛЯ СЕРТИФИКАЦИИ**

Самолет сертифицирован в порядке, установленном Европейским агентством по авиационной безопасности (EASA). В качестве основания для сертификации используются Общие авиационные требования JAR-23 в редакции от 11 марта 1994 г., а также, дополнительно, требования CRI A-01.

## **1.3 ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ, ПРЕДОСТЕРЕЖЕНИЯ И ПРИМЕЧАНИЯ**

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

### **ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ**

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

### **ВНИМАНИЕ**

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

### **ПРИМЕЧАНИЕ**

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

Стр. 1 - 4	Ред. 1      15 марта 2011 г.	Док. № 6.01.15-Е
------------	------------------------------	------------------

## **1.4 РАЗМЕРЫ**

### **ПРИМЕЧАНИЕ**

Все приведенные ниже размеры указаны приблизительно.

#### **Габаритные размеры**

Размах	:	11,63 м	38 футов 2 дюйма
Длина	:	8,06 м	26 футов 5 дюймов
Высота	:	1,97 м	6 футов 6 дюймов

#### **Крыло**

Аэродинамический профиль	:	Wortmann FX 63-137/20 - W4	
Площадь крыла	:	13,244 м <sup>2</sup>	142,6 кв. фута
Средняя аэродинамическая хорда	:	1,171 м	3 фута 10 дюймов
Относительное удлинение крыла	:	10,223	
Угол поперечного V	:	5°	
Стреловидность по передней кромке	:	1°	

#### **Элерон**

Площадь (общая, левый + правый)	:	0,654 м <sup>2</sup>	7,0 кв. футов
---------------------------------	---	----------------------	---------------

#### **Закрылки**

Площадь (общая, левый + правый)	:	1,56 м <sup>2</sup>	6,8 кв. футов
---------------------------------	---	---------------------	---------------

Горизонтальное хвостовое оперение

Площадь	:	2,34 м <sup>2</sup>	25,2 кв. фута
Площадь руля высоты	:	0,665 м <sup>2</sup>	7,2 кв. фута
Угол атаки	:	-3,0° относительно продольной оси самолета	

Вертикальное хвостовое оперение

Площадь	:	1,60 м <sup>2</sup>	17,2 кв. фута
Площадь руля направления	:	0,47 м <sup>2</sup>	5,1 кв. фута

Шасси

Колея	:	2,97 м	9 футов 9 дюймов
База	:	1,68 м	5 футов 6 дюймов
Колесо носовой опоры шасси	:	пневматик 5.00-5; 6 PR, камерный, 120 миль/ч	
Колесо основной опоры шасси	:	пневматик 15х6.0-6; 6 PR, камерный, 160 миль/ч	

## **1.5 ОПРЕДЕЛЕНИЯ И АББРЕВИАТУРЫ**

### **(a) Воздушные скорости**

- CAS: Индикаторная воздушная скорость. Приборная воздушная скорость с учетом поправки на погрешность установки и инструментальную погрешность. Индикаторная воздушная скорость равна истинной воздушной скорости в стандартных атмосферных условиях (международная стандартная атмосфера, ISA) на среднем уровне моря.
- IAS: Приборная скорость по указателю воздушной скорости.
- KCAS: Индикаторная воздушная скорость в узлах.
- KIAS: Приборная воздушная скорость в узлах.
- TAS: Истинная воздушная скорость. Скорость самолета относительно воздуха. Истинная воздушная скорость — это индикаторная воздушная скорость с учетом поправок на высоту и температуру воздуха.
- $V_O$ : Эксплуатационная маневренная скорость. После превышения этой скорости запрещается полное или резкое отклонение рулевых поверхностей.
- $V_{FE}$ : Максимальная скорость полета с выпущенными закрылками. Запрещается превышение данной скорости при определенном положении закрылков.
- $V_{NE}$ : Непревышаемая скорость в спокойном воздухе. Превышение данной скорости запрещается вне зависимости от обстоятельств.
- $V_{NO}$ : Максимальная конструкционная крейсерская скорость. Превышение данной скорости допускается только в спокойном воздухе при соблюдении должных мер предосторожности.

- $V_S$  Скорость сваливания, или минимальная непрерывная скорость, при которой сохраняется управляемость самолета в определенной конфигурации.
- $V_{SO}$ : Скорость сваливания, или минимальная непрерывная скорость, при которой сохраняется управляемость самолета в посадочной конфигурации.
- $V_X$ : Скорость для набора высоты под наилучшим углом.
- $V_Y$ : Скорость для набора высоты с наибольшей скороподъемностью.

**(b) Метеорологические термины**

- ISA: Международная стандартная атмосфера. Условия, при которых воздух имеет свойства идеального сухого газа. Температура на среднем уровне моря 15°C (59°F), давление воздуха на среднем уровне моря 1013,25 гПа (29,92 дюйма рт. ст.); градиент температуры до высоты, на которой температура достигает -56,5°C (-69,7°F), равен -0,0065 °C/м (-0,00357 °F/фут); выше этой высоты 0 °C/м (0 °F/фут).
- MSL: Средний уровень моря.
- OAT: Температура наружного воздуха.
- QNH: Теоретическое атмосферное давление на среднем уровне моря, рассчитываемое по превышению точки измерения над средним уровнем моря и фактическому атмосферному давлению в точке измерения.

**Высота по плотности:**

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

**Приборная барометрическая высота:**

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

Стр. 1 - 8	Ред. 1	15 марта 2011 г.	Док. № 6.01.15-E
------------	--------	------------------	------------------



**Барометрическая высота:**

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

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

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

**(с) Летные характеристики и планирование полета**

**AGL:** Над уровнем земли (истинная высота).

**Разрешенная боковая составляющая ветра:**

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

**MET:** Метео-, оповещение о метеорологических условиях.

**NAV:** Навигация, планирование маршрута.

(d) Весовые и центровочные данные

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

Плечо момента центра тяжести:

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

Пределы центра тяжести:

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

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

Масса пустого самолета:

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

Максимальная взлетная масса:

Максимальная допустимая масса для взлета.

Максимальная посадочная масса:

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

Максимальная масса без топлива:

Наибольшая допустимая масса самолета с пустыми топливными баками.

Стр. 1 - 10	Ред. 1	15 марта 2011 г.	Док. № 6.01.15-E
-------------	--------	------------------	------------------

Плечо момента:

Горизонтальное расстояние от базовой плоскости до центра тяжести элемента.

Момент: Произведение массы элемента на его плечо момента.

Расходуемое топливо:

Количество топлива для планирования полета.

Невырабатываемый остаток топлива:

Количество топлива в баке, которое нельзя использовать для полета.

Полезная нагрузка:

Разность взлетной массы и массы пустого самолета.

#### (е) Двигатель

СТ: Температура охлаждающей жидкости.

EECU: Электронный блок управления двигателем.

GT: Температура редуктора.

НАГРУЗКА: Выходная мощность двигателя в процентах от мощности во взлетном режиме.

MED: Основной индикатор параметров двигателя.

OP: Давление масла (давление масла в системе смазки двигателя).

OT: Температура масла (температура масла в системе смазки двигателя).

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

SED: Вспомогательный индикатор параметров двигателя.

FT: Температура топлива.

(f) Назначение предохранителей на главной приборной панели

ADC:	Вычислитель воздушных параметров.
ADF (APK):	Автоматический радиокompас.
AHRS:	Курсовертикаль.
ANNUN:	Панель сигнализации.
AV/CDU FAN:	Вентиляторы охлаждения БРЭО и блока управления и индикации.
AV. BUS:	Шина БРЭО.
AUDIO:	Пульт управления звуковой сигнализацией / Маркерный приемник.
AUTOPILOT:	Система автопилота.
COM:	Радио COM.
COM1:	Радио COM № 1.
COM2:	Радио COM № 2.
DG (гиродатчик курса):	Гиродатчик курса.
DME:	Дальномерное оборудование.
EECU A:	Электронный блок управления двигателем А.
EECU B:	Электронный блок управления двигателем В.
ENG INST:	Приборы контроля двигателя.
ESS TIE (реле шины основных потребителей):	Подключение шины.
FAN/OAT:	Вентилятор / Датчик температуры наружного воздуха.
FLAPS (закрылки):	Система управления закрылками.
FLOOD:	Заливающее освещение.
FUEL PUMP A (топливный насос А):	Топливный насос, подключенный к блоку управления двигателем А.
FUEL PUMP B (топливный насос В):	Топливный насос, подключенный к блоку управления двигателем В.
GPS:	Глобальная система определения местоположения.
GPS/NAV1:	Приемник системы GPS и NAV № 1.
GPS/NAV2:	Приемник системы GPS и NAV № 2.

HORIZON:	Авиагоризонт (указатель пространственного положения).
INST. 1 (приборы 1):	Приборы контроля двигателя.
INST. LT:	Освещение приборов.
LANDING:	Посадочная фара.
MAIN TIE (основная шина):	Подключение шины.
MASTER CONTROL:	Главный предохранитель (реле БРЭО).
MFD:	Многофункциональный индикатор.
NAV:	Приемник NAV.
PFD:	Основной пилотажный индикатор.
PITOT (ППД):	Система обогрева приемника полного давления.
POSITION:	Аэронавигационные огни.
PWR (питание):	Электропитание.
START (пуск):	Стартер.
STROBE:	Проблесковые огни (проблесковые световые маяки).
T & B:	Указатель поворота и крена.
TAS:	Система информирования о воздушном движении.
TAXI/MAP:	Рулежная фара / лампы для чтения карт.
WX500:	Грозоотметчик.
XFR PUMP:	Насос перекачки топлива.
XPDR:	Ответчик.

(g) Оборудование

ELT:	Аварийный приводной передатчик.
------	---------------------------------

(h) Рекомендации по внесению изменений в конструкцию

MÄM:	Обязательная рекомендация по внесению изменений в конструкцию.
OÄM:	Необязательная рекомендация по внесению изменений в конструкцию.

(i) Разное

ACG: Austro Control GmbH (ранее BAZ, Федеральное управление гражданской авиации Австрии).

УВД: Управление воздушным движением.

CFRP: Пластмасса, армированная углеволокном (углепластик).

EASA: Европейское агентство авиационной безопасности.

GFRP: Пластмасса, армированная стекловолокном (стеклопластик).

GIA: Интегрированный блок БРЭО Garmin.

JAR: Общие авиационные требования.

## 1.6 ЕДИНИЦЫ ИЗМЕРЕНИЯ

### 1.6.1 ПЕРЕВОДНЫЕ КОЭФФИЦИЕНТЫ

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

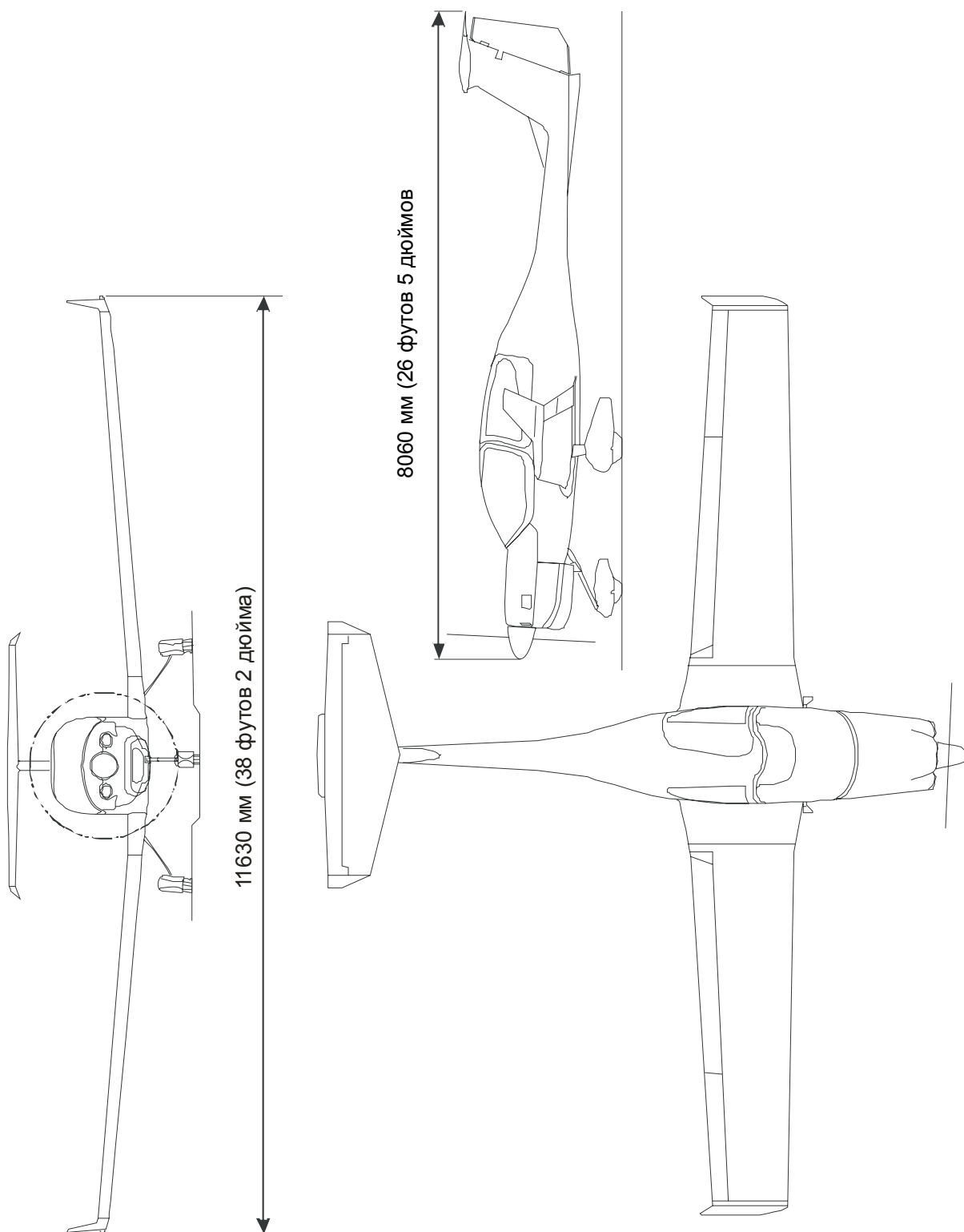
Величина	Единицы СИ	Амер. единицы	Формула пересчета
Сила электрического тока	[А] ампер		--
Электрический заряд (емкость батареи)	[Ач] ампер-час		--
Электрическое напряжение	[В] вольт		--
Время	[с] секунда		--



**1.6.2 ТАБЛИЦА ПЕРЕСЧЕТА ЛИТРОВ В АМЕРИКАНСКИЕ ГАЛЛОНЫ**

Литры	Американские галлоны
5	1,3
10	2,6
15	4,0
20	5,3
25	6,6
30	7,9
35	9,2
40	10,6
45	11,9
50	13,2
60	15,9
70	18,5
80	21,1
90	23,8
100	26,4
110	29,1
120	31,7
130	34,3
140	37,0
150	39,6
160	42,3
170	44,9
180	47,6

Американские галлоны	Литры
1	3,8
2	7,6
4	15,1
6	22,7
8	30,3
10	37,9
12	45,4
14	53,0
16	60,6
18	68,1
20	75,7
22	83,3
24	90,9
26	98,4
28	106,0
30	113,6
32	121,1
34	128,7
36	136,3
38	143,8
40	151,4
45	170,3
50	189,3

**1.7 ЧЕРТЕЖ В ТРЕХ ПРОЕКЦИЯХ**

## **1.8 ИСХОДНАЯ ДОКУМЕНТАЦИЯ**

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

### **1.8.1 ДВИГАТЕЛЬ И ПРИБОРЫ КОНТРОЛЯ ДВИГАТЕЛЯ**

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

Телефон: +43-2622-23 000

Факс: +43-2622-23 000 - 2711

Интернет: [www.austroengine.at](http://www.austroengine.at)

Документы: Двигатель AE300. Руководство по эксплуатации,  
E4.01.01  
Двигатель AE300. Руководство по технической эксплуатации,  
E4.08.04  
Двигатель AE300. Руководство по установке,  
E4.02.01

**1.8.2 ВОЗДУШНЫЙ ВИНТ**

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

Телефон: +49-9429-9409-0

Эл. почта: sales@mt-propeller.com

Интернет: www.mt-propeller.de

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

## РАЗДЕЛ 2

### ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ

	Стр.
2.1 ВВЕДЕНИЕ.....	2-2
2.2 ВОЗДУШНАЯ СКОРОСТЬ .....	2-3
2.3 ОБОЗНАЧЕНИЯ НА УКАЗАТЕЛЕ ВОЗДУШНОЙ СКОРОСТИ .....	2-4
2.4 ОГРАНИЧЕНИЯ ПО СИЛОВОЙ УСТАНОВКЕ.....	2-5
2.5 ОБОЗНАЧЕНИЯ ПРИБОРОВ ДВИГАТЕЛЯ .....	2-9
2.6 АВАРИЙНАЯ, ПРЕДУПРЕДИТЕЛЬНАЯ И УВЕДОМЛЯЮЩАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ ....	2-10
2.7 МАССА (ВЕС) .....	2-14
2.8 ЦЕНТРОВКА .....	2-16
2.9 РАЗРЕШЕННЫЕ МАНЕВРЫ.....	2-17
2.10 КОЭФФИЦИЕНТЫ ЭКСПЛУАТАЦИОННОЙ ПЕРЕГРУЗКИ ПРИ МАНЕВРИРОВАНИИ .....	2-18
2.11 ЭКСПЛУАТАЦИОННАЯ ВЫСОТА.....	2-19
2.12 ЛЕТНЫЙ ЭКИПАЖ .....	2-19
2.13 ВИДЫ ПОЛЕТОВ .....	2-20
2.14 ТОПЛИВО.....	2-24
2.15 ТРАФАРЕТЫ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ ОГРАНИЧЕНИЙ .....	2-25
2.16 ПРОЧИЕ ОГРАНИЧЕНИЯ.....	2-31
2.16.1 ТЕМПЕРАТУРА.....	2-31
2.16.2 ЗАРЯДКА АККУМУЛЯТОРНОЙ БАТАРЕИ.....	2-31
2.16.3 АВАРИЙНЫЙ ВЫКЛЮЧАТЕЛЬ.....	2-31
2.16.4 ЗАМОК ДВЕРИ.....	2-31
2.16.5 ЭЛЕКТРОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ .....	2-32
2.16.6 КУРЕНИЕ.....	2-32
2.16.7 ИСПОЛЬЗОВАНИЕ СОЛНЦЕЗАЩИТНЫХ ЩИТКОВ .....	2-32

## **2.1 ВВЕДЕНИЕ**

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

Ограничения, перечисленные в этом разделе, являются утвержденными.

### **ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ**

Не допускается эксплуатация самолета за пределами  
утвержденных эксплуатационных ограничений.

Стр. 2 - 2	Ред. 1	15 марта 2011 г.	Утверждено EASA	Док. № 6.01.15-E
------------	--------	------------------	--------------------	------------------

## 2.2 ВОЗДУШНАЯ СКОРОСТЬ

	Воздушная скорость		Приборная воздушная скорость (узлы)	Примечания
V <sub>O</sub>	Эксплуатационная маневренная скорость	до 1080 кг (2381 фунт)	101 узел (приборная)	После превышения этой скорости запрещается полное или резкое перемещение рулевых поверхностей.
		свыше 1080 кг (2381 фунт) до 1180 кг (2601 фунт)	108 узлов (приборная)	
		свыше 1180 кг (2601 фунт)	113 узлов (приборная)	
V <sub>FE</sub>	Максимальная скорость полета с выпущенными закрылками	Положение LDG (посадка)	98 узлов (приборная)	Запрещается превышение указанных значений при соответствующих положениях закрылков.
		Положение T/O (взлет)	110 узлов (приборная)	
V <sub>NO</sub> = V <sub>C</sub>	Максимальная конструкционная крейсерская скорость		130 узлов (приборная)	Превышение данной скорости допускается только в спокойном воздухе при соблюдении должных мер предосторожности.
V <sub>NE</sub>	Непревышаемая скорость в спокойном воздухе		172 узла (приборная)	Превышение данной скорости запрещается вне зависимости от обстоятельств.

## **2.3      ОБОЗНАЧЕНИЯ НА УКАЗАТЕЛЕ ВОЗДУШНОЙ СКОРОСТИ**

Обозначение	Приборная скорость	Значение
Белая дуга	58 узлов — 98 узлов (приборная)	Диапазон скорости с полностью выпущенными закрылками.
Зеленая дуга	62 узла — 130 узлов (приборная)	Нормальный рабочий диапазон.
Желтая дуга	130 узлов — 172 узла (приборная)	Критический диапазон — только в спокойном воздухе.
Красная черта	172 узла (приборная)	Максимальная непревышаемая скорость для всех режимов полета ( $V_{NE}$ ).



**2.4 ОГРАНИЧЕНИЯ ПО СИЛОВОЙ УСТАНОВКЕ**

- a) Изготовитель двигателя : Austro Engine
- b) Модель двигателя : E4-A
- c) Ограничения на частоту вращения вала двигателя (по частоте вращения воздушного винта)
- Максимальная частота вращения во : 2300 об/мин (в течение не более 5 мин)
- Номинальное число оборотов (об/мин) : 2100 об/мин
- Заброс оборотов : 2500 об/мин (в течение не более 20 с)
- d) Мощность двигателя
- Максимальная взлетная мощность : 100 % (123,5 кВт) (в течение не более 5 мин)
- Номинальная мощность : 92 % (114 кВт)
- e) Давление масла
- Минимальное в режиме малого газа : 0,9 бар
- Минимальное при номинальной мощности : 2,5 бар
- Максимальное : 6,5 бар
- Нормальный диапазон : 2,5 бар – 6,0 бар
- f) Количество масла
- Минимальное : 5,0 л
- Максимальное : 7,0 л
- Максимальный расход масла : 0,1 л/ч

- g) Температура масла
- |                     |   |              |
|---------------------|---|--------------|
| Минимальная         | : | -30°C        |
| Максимальная        | : | 140°C        |
| Нормальный диапазон | : | 50°C – 135°C |
- h) Температура редуктора
- |   |   |       |
|---|---|-------|
| Минимальная                             | : | -30°C |
| Минимальная (при максимальной нагрузке) | : | 35°C  |
| Максимальная                            | : | 120°C |

### ПРИМЕЧАНИЕ

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

- i) Температура охлаждающей жидкости
- |   |   |       |
|---|---|-------|
| Минимальная (при пуске)                 | : | -30°C |
| Минимальная (при максимальной нагрузке) | : | 60°C  |
| Максимальная                            | : | 105°C |

- j) Температура топлива
- |              |   |       |
|--------------|---|-------|
| Минимальная  | : | -25°C |
| Максимальная | : | 60°C  |
- к) Давление топлива (абсолютное)
- |             |   |       |
|-------------|---|-------|
| Минимальное | : | 4 бар |
|-------------|---|-------|

**ПРИМЕЧАНИЕ**

Указатель давления топлива отсутствует. При падении давления ниже установленного предела загорается сигнализатор низкого давления топлива на основном пилотажном индикаторе (для самолетов, оснащенных комплексом G1000) или вспомогательном индикаторе параметров двигателя (SED) (для самолетов с этим индикатором).

Максимальное	:	7 бар
--------------	---	-------

**ПРИМЕЧАНИЕ**

Указатель давления топлива отсутствует. При превышении установленного предела давления загорается предупредительный сигнализатор давления топлива ECU A/B FAIL (неисправность блока управления A/B) на основном пилотажном индикаторе (для самолетов, оснащенных комплексом G1000) или ECU A/B (блок управления A/B) на панели сигнализации White Wire (для самолетов, оснащенных этой панелью).

- l) Напряжение
- |              |   |        |
|--------------|---|--------|
| Минимальное  | : | 24,1 В |
| Максимальное | : | 32,0 В |
- м) Сила тока
- |              |   |      |
|--------------|---|------|
| Максимальная | : | 70 А |
|--------------|---|------|

- n) Изготовитель воздушного винта : mt-Propeller
- o) Модель воздушного винта : MTV-6-R/190-69
- p) Диаметр воздушного винта : 190 см (6 футов 3 дюйма)
- q) Угол установки лопасти винта (при 0,75 R): : Малый шаг  $14,5^{\circ} \pm 0,2^{\circ}$   
Большой шаг  $35^{\circ} \pm 1,0^{\circ}$
- r) Регулятор оборотов воздушного винта : Электрический регулятор  
mt-Propeller P-853-16
- s) Масло : SHELL HELIX ULTRA 5W30  
SHELL HELIX ULTRA 5W40
- t) Масло редуктора (воздушного винта) : SHELL SPIRAX GSX 75W-80
- u) Охлаждающая жидкость : BASF Glysantin Protect Plus /  
G48 в разведении  
дистиллированной водой 1/1.  
Температура замерзания  
охлаждающей жидкости  $-38^{\circ}\text{C}$   
( $-36^{\circ}\text{F}$ ).

### ВНИМАНИЕ

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

- v) Максимальная высота повторного запуска : барометрическая высота  
двигателя в полете 16 400 футов  
немедленный повторный  
запуск  
барометрическая высота  
10 000 футов:  
повторный запуск в течение  
двух минут

## 2.5 ОБОЗНАЧЕНИЯ ПРИБОРОВ ДВИГАТЕЛЯ

Описание обозначений приборов двигателя и значение цветовой кодировки приведены в следующей таблице.

Индикация	Красная дуга/полоса = нижний диапазон, эксплуатация запрещена	Желтая дуга/полоса = критический диапазон	Зеленая дуга/полоса = нормальный рабочий диапазон	Желтая дуга/полоса = критический диапазон	Красная дуга/полоса = верхний диапазон, эксплуатация запрещена
Частота вращения	--	--	до 2100 об/мин	2100...2300 об/мин	свыше 2300 об/мин
Давление масла	менее 0,9 бар	0,9...2,5 бар	2,5...6,0 бар	6,0...6,5 бар	свыше 6,5 бар
Температура масла	менее -30°C	-30...50°C	50...135°C	135...140°C	свыше 140°C
Температура охлаждающей жидкости	менее -30°C	-30...60°C	60...95°C	95...105°C	свыше 105°C
Температура редуктора	менее -30°C	-30...35°C	35...115°C	115...120°C	свыше 120°C
Нагрузка	--	--	до 92 %	92...100 %	--
Температура топлива	менее -25°C	-25...-20°C	-20...55°C	55...60°C	свыше 60°C
Амперметр	--	--	до 60 А	60...70 А	свыше 70 А
Вольтметр	менее 24,1 В	24,1...25 В	25...30 В	30...32 В	свыше 32 В
Количество топлива	менее 1 ам. галл	--	1...14 ам. галл	--	--

## **2.6 АВАРИЙНАЯ, ПРЕДУПРЕДИТЕЛЬНАЯ И УВЕДОМЛЯЮЩАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ**

Цвета и значения аварийных, предупредительных и уведомляющих световых сигналов перечислены в следующих таблицах.

Сигналы выводятся на индикаторы комплекса G1000 или вспомогательный (SED) и основной (MED) индикаторы параметров двигателя и панель сигнализации "White Wire".

### Цвет и значение аварийных сигналов (красный цвет)

Аварийные сигналы (красный цвет)		Значение / Причина
Установлена система G1000	Установлены вспомогательный (SED) и основной (MED) индикаторы параметров двигателя и панель White Wire	
WARNING (авар. сигнализация)	WARNING (аварийная сигнализация)	Имеется один из перечисленных ниже аварийных сигналов.
ENG TEMP (температура двигателя)	-	Температура охлаждающей жидкости двигателя в верхнем красном диапазоне (превышение / > 105°C).
OIL TEMP (температура масла)	-	Температура масла двигателя в верхнем красном диапазоне (превышение / > 140°C).
OIL PRES (давление масла)	-	Давление масла двигателя в нижнем красном диапазоне (слишком низкое / < 0,9 бар).
L/R FUEL TEMP (температура топлива двигателя)	-	Температура топлива в верхнем красном диапазоне (превышение / > 60°C).
GBOX TEMP (температура редуктора двигателя)	-	Температура редуктора двигателя в верхнем красном диапазоне (превышение / > 120°C).
FUEL PRESS (низкое давление топлива)	FUELPRESS (низкое давление топлива)	Низкое давление топлива.
ALTN AMPS (выходная сила тока генератора)	-	Выходная сила тока генератора в верхнем красном диапазоне (превышение / > 70 A).
ALTN FAIL (отказ генератора)	ALTERNATOR (генератор)	Отказ генератора.
STARTER (стартер)	START (стартер)	Не отключился стартер двигателя.

<b>Аварийные сигналы (красный цвет)</b>		
<b>Установлена система G1000</b>	<b>Установлены вспомогательный (SED) и основной (MED) индикаторы параметров двигателя и панель White Wire</b>	<b>Значение / Причина</b>
DOOR OPEN (открытая дверь)	DOORS (двери)	Дверь кабины и (или) задняя дверь не закрыта или не на замке.
ATTITUDE FAIL (отсутствие данных о пространственном положении)	-	Отсутствие сигнала о пространственном положении самолета, поступающего на комплекс от курсовертикали; сопровождается отсутствием на экране схематического изображения горизонта и отображением красного креста в поле высоты.
AIRSPPEED FAIL (отсутствие данных о воздушной скорости)	-	Отсутствие сигнала воздушной скорости, поступающего на комплекс от вычислителя воздушных параметров; сопровождается отображением красного креста в поле воздушной скорости.
ALTITUDE FAIL (отсутствие данных о высоте)	-	Отсутствие сигнала высоты, поступающего на комплекс от вычислителя воздушных параметров; сопровождается отображением красного креста в поле высотомера.
VERT SPEED FAIL (отсутствие данных о вертикальной скорости)	-	Отсутствие сигнала вертикальной скорости, поступающего на комплекс от вычислителя воздушных параметров; сопровождается отображением красного креста в поле вертикальной скорости.
HDG (курс)	-	Отсутствие действительного сигнала курса, поступающего на комплекс от курсовертикали; сопровождается отображением красного креста в поле цифровой индикации курса.
Косой красный крест	-	Косой красный крест в любом поле (частоты COM, частоты NAV, параметры двигателя) указывает на отсутствие соответствующих достоверных данных.

Цвет и значение предупредительных сигналов (янтарный цвет)

Предупредительные сигналы (янтарный цвет)		Значение / причина
Установлена система G1000	Установлены вспомогательный (SED) и основной (MED) индикаторы параметров двигателя и панель White Wire	
ВНИМАНИЕ	ВНИМАНИЕ	Имеется один из перечисленных ниже предупредительных сигналов.
ECU A FAIL (неисправность блока управления двигателем А)	ECU A (блок управления двигателем А)	Неисправность блока управления двигателем А или тестирование блока управления двигателем А в ходе проверки готовности самолета к полету системой FADEC (системой управления двигателем с полной ответственностью).
ECU B FAIL (неисправность блока управления В двигателя)	ECU B (блок управления двигателем В)	Неисправность блока управления двигателем В или тестирование блока управления двигателем В в ходе проверки готовности самолета к полету системой FADEC (системой управления двигателем с полной ответственностью).
FUEL LOW (низкий уровень топлива)	LOW FUEL (низкий уровень топлива)	Низкий уровень топлива.
VOLTS LOW (низкое напряжение)	LOW VOLTS (низкое напряжение)	Слишком низкое напряжение на шине двигателя (< 25 В).
COOL LVL (уровень охлаждающей жидкости)	WATERLEV (уровень охлаждающей жидкости)	Низкий уровень охлаждающей жидкости двигателя.
PITOT FAIL (отказ обогрева ППД)	PITOT (ППД)	Отказ обогрева трубки приемника полного давления.
PITOT HT OFF (обогрев ППД выключен)	-	Обогрев трубки приемника полного давления выключен.
LOI (недостаточная достоверность данных GPS)	-	Достоверность данных GPS недостаточна для выполнения текущего этапа полета.
AHRS ALIGN: Keep Wings Level (калибровка курсовертикали: установить крылья горизонтально)	-	Производится калибровка курсовертикали.
-	ENGINE (двигатель)	Превышение ресурса двигателя.



Цвет и значение уведомляющих сигналов (белый цвет)

Уведомляющие сигналы (белый цвет)		Значение / Причина
Установлена система G1000	Установлены вспомогательный (SED) и основной (MED) индикаторы параметров двигателя и панель White Wire	
GLOW ON (включена свеча накаливания двигателя)	GLOW (свеча накаливания)	Включена свеча накаливания двигателя.
FUEL XFER (перекачка топлива)	FUEL TRANS (перекачка топлива)	Идет перекачка топлива из резервного бака в основной.
PFD FAN FAIL (отказ вентилятора основного пилотажного индикатора)	-	Отказ вентилятора охлаждения основного пилотажного индикатора.
MFD FAN FAIL (отказ вентилятора многофункционального индикатора)	-	Отказ вентилятора охлаждения многофункционального индикатора.
GIA FAN FAIL (отказ вентилятора интегрированного блока БРЭО Garmin)	-	Отказ вентилятора охлаждения интегрированного блока БРЭО Garmin.

## 2.7 МАССА (ВЕС)

Характеристика	Масса (вес)	
Максимальная взлетная масса	1280 кг	2822 фунта
Максимальная посадочная масса	1216 кг	2681 фунт
Минимальная полетная масса	940 кг	2072 фунта
Максимальная масса без топлива	1200 кг	2646 фунтов
Исполнение Standard:		
Максимальная загрузка багажного отсека (между задними креслами и шпангоутом крепления багажного отсека)	30 кг	66 фунтов
Максимальная загрузка удлиненного багажного отсека (если он установлен)	5 кг	11 фунтов
Максимальная загрузка короткого дополнительного багажного отсека (по рекомендации ОАМ 40-331)	15 кг	33 фунта
Исполнение с дополнительным багажным отсеком (по рекомендации ОАМ 40-164):		
Максимальная загрузка багажного отсека в кабине (за задними креслами)	45 кг	100 фунтов
Максимальная загрузка дополнительного багажного отсека (за багажным отсеком в кабине)	18 кг	40 фунтов
Общая максимальная загрузка багажного отсека в кабине и дополнительного багажного отсека	45 кг	100 фунтов

### ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

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

### ПРИМЕЧАНИЕ

Максимальная посадочная масса — наибольшая масса для посадки при максимальной скорости снижения. Данная масса использовалась при прочностных расчетах для определения нагрузок на шасси в условиях особо грубой посадки.

Стр. 2 - 14	Ред. 1	15 марта 2011 г.	Утверждено EASA	Док. № 6.01.15-E
-------------	--------	------------------	--------------------	------------------

**ПРИМЕЧАНИЕ**

В некоторых странах началом полета считается запуск двигателя. В этом случае максимальная допустимая масса при стоянке может превышать максимальную взлетную массу на 4 кг (9 фунтов). Превышение максимальной допустимой взлетной массы при отрыве запрещается.

**ПРИМЕЧАНИЕ**

Максимальная масса без топлива — наибольшая допустимая масса самолета с пустыми топливными баками.

## **2.8 ЦЕНТРОВКА**

### Базовая плоскость:

Базовая плоскость (БП) — это плоскость, перпендикулярная продольной оси самолета, расположенная в передней части самолета по направлению его полета. Продольная ось самолета параллельна верхней поверхности клина с соотношением сторон 600:31, размещенного на хвостовой части фюзеляжа перед килем. Когда верхняя поверхность клина расположена горизонтально, базовая плоскость вертикальна. Базовая плоскость расположена на расстоянии 2,194 м (86,38 дюйма) спереди от крайней передней точки корневой нервюры крыла.

### Ограничения по центровке

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

Крайнее переднее положение ЦТ:

На 2,40 м (94,5 дюйма) сзади от базовой плоскости при массе от 940 до 1080 кг (от 2072 до 2381 фунта).

На 2,46 м (96,9 дюйма) сзади от базовой плоскости при массе 1280 кг (2822 фунта)

в указанных пределах линейное изменение положения

Крайнее заднее положение ЦТ:

На 2,53 м (99,6 дюйма) сзади от базовой плоскости при массе от 940 кг (2072 фунта) до 1280 кг (2822 фунта).

## **ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ**

Превышение пределов центровки ведет к ухудшению управляемости и устойчивости самолета.

Стр. 2 - 16	Ред. 1	15 марта 2011 г.	Утверждено EASA	Док. № 6.01.15-Е
-------------	--------	------------------	--------------------	------------------

## **2.9 РАЗРЕШЕННЫЕ МАНЕВРЫ**

Эксплуатация самолета разрешается в соответствии с требованиями к нормальной категории правил JAR 23.

### **Разрешенные маневры**

- 1) Все маневры, присущие нормальному полету;
- 2) сваливание (за исключением динамического сваливания); и
- 3) плоские восьмерки, боевые развороты, крутые развороты и аналогичные маневры с углом крена не более 60°.

### **ВНИМАНИЕ**

Выполнение маневров высшего пилотажа, штопора и полетных маневров с углом крена более 60° на самолетах нормальной категории запрещается.

### **ВНИМАНИЕ**

Намеренное выполнение маневров с отрицательной перегрузкой запрещается.

## 2.10    КОЭФФИЦИЕНТЫ ЭКСПЛУАТАЦИОННОЙ ПЕРЕГРУЗКИ ПРИ МАНЕВРИРОВАНИИ

### **ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ**

В следующей таблице приводится информация о конструкционных ограничениях. Превышение максимальных коэффициентов эксплуатационной перегрузки ведет к возникновению чрезмерной нагрузки на самолет.

### **ВНИМАНИЕ**

Намеренное выполнение маневров с отрицательной перегрузкой запрещается.

	при $v_0$	при $v_{NE}$	с закрылками в положении T/O (взлет) или LDG (посадка)
Положительный	3,8	3,8	2,0
Отрицательный	-1,52	0	0

## **2.11 ЭКСПЛУАТАЦИОННАЯ ВЫСОТА**

Максимальная барометрическая эксплуатационная высота составляет 16 400 футов (5000 м).

## **2.12 ЛЕТНЫЙ ЭКИПАЖ**

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

## **2.13 ВИДЫ ПОЛЕТОВ**

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

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

Выполнение полетов в условиях фактического или прогнозируемого обледенения запрещается.

Выполнение полетов в фактических условиях грозовой деятельности запрещается.

### **Минимальный набор эксплуатационного оборудования (обслуживаемого)**

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

### **ПРИМЕЧАНИЕ**

Многие приборы, входящие в перечень минимального оборудования, приведенный в следующей таблице, входят в состав комплекса G1000 (для самолетов, оснащенных этим комплексом).

Стр. 2 - 20	Ред. 1	15 марта 2011 г.	Утверждено EASA	Док. № 6.01.15-E
-------------	--------	------------------	--------------------	------------------



	Для полетов по ПВП в дневное время	Дополнительно для полетов по ПВП в ночное время	Дополнительно для полетов по ППП
Пилотажные и навигационные приборы	<ul style="list-style-type: none"> <li>Указатель воздушной скорости</li> <li>Высотомер</li> <li>Компас магнитный</li> <li>1 гарнитура для командира экипажа</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>Вариометр</li> <li>Указатель пространственного положения</li> <li>Указатель поворота и крена</li> <li>Гиродатчик курса</li> <li>УКВ-радиостанция (COM)</li> <li>Приемник VOR*</li> <li>Ответчик</li> <li>GPS-приемник (входит в состав G1000 для самолетов, оснащенных этим комплексом)</li> <li>Вторая гарнитура (для самолетов, оснащенных системой внутренней связи PM 1000)</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>Второй указатель воздушной скорости (на основном пилотажном индикаторе и резервный; для самолетов, оснащенных комплексом G1000)</li> <li>Второй высотомер</li> <li>Второй указатель пространственного положения (на основном пилотажном индикаторе и резервный; для самолетов, оснащенных комплексом G1000)</li> <li>Вторая УКВ-радиостанция (COM)</li> <li>Приемник VOR-LOC-GP</li> <li>Второй GPS-приемник (входит в состав G1000 для самолетов, оснащенных этим комплексом)</li> </ul>

	Для полетов по ПВП в дневное время	Дополнительно для полетов по ПВП в ночное время	Дополнительно для полетов по ППП
Приборы контроля двигателя	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Топливомер</li> <li>• Манометр масла</li> <li>• Термометр масла</li> <li>• Термометр охлаждающей жидкости</li> <li>• Уровнемер охлаждающей жидкости</li> <li>• Термометр редуктора</li> <li>• Указатель нагрузки</li> <li>• Указатель частоты вращения воздушного винта</li> <li>• Термометр топлива (левый и правый баки)</li> <li>• Указатель расхода топлива</li> <li>• Сигнализатор давления топлива</li> <li>• Предупредительный сигнализатор ECU A/B (блок управления A/B)</li> <li>• Предупредительный сигнализатор ENGINE (двигатель) (для самолетов, оснащенных панелью сигнализации White Wire)</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Амперметр</li> <li>• Вольтметр</li> </ul>	
Светотехническое оборудование		<ul style="list-style-type: none"> <li>• Аэронавигационные огни</li> <li>• Проблесковые огни (проблесковые световые маяки)</li> <li>• Посадочная фара</li> <li>• Подсветка приборов</li> <li>• Заливающее освещение</li> <li>• Аварийный проблесковый огонь</li> </ul>	

	Для полетов по ПВП в дневное время	Дополнительно для полетов по ПВП в ночное время	Дополнительно для полетов по ППП
Прочее минимально необходимое эксплуатационное оборудование	<ul style="list-style-type: none"> <li>Система предупреждения о сваливании</li> <li>Резервные средства индикации количества топлива (см. раздел 7.9)</li> <li>Ремни безопасности для каждого занятого кресла</li> <li>Руководство по летной эксплуатации</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>Система обогрева приемника полного давления</li> <li>Кран резервного приемника статического давления</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>Резервная батарея (для питания резервного указателя пространственного положения и приборов заливающего освещения)</li> </ul>

### ПРИМЕЧАНИЕ

Перечень утвержденного оборудования приведен в разделе 6.

#### Системы и оборудование двигателя

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

Док. № 6.01.15-Е	Ред. 1	15 марта 2011 г.	Утверждено EASA	Стр. 2 - 23
------------------	--------	------------------	--------------------	-------------

## **2.14 ТОПЛИВО**

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

### **ПРИМЕЧАНИЕ**

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

### **ПРИМЕЧАНИЕ**

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

#### **Исполнение со стандартными баками:**

Общее количество топлива	:	2 x 15,0 ам. галл (2 x 56,8 л)
Расходуемое топливо	:	2 x 14,0 ам. галл (2 x 53,0 л)

#### **Исполнение с баками увеличенной емкости (на заказ)**

Общее количество топлива	:	2 x 20,5 ам. галл (2 x 77,6 л)
Расходуемое топливо	:	2 x 19,5 ам. галл (2 x 73,8 л)
Максимальное отображаемое количество топлива	:	14 ам. галл (53 л) на один бак
Максимальная допустимая разница количества топлива в левом и правом баках	:	9 ам. галл (приблизительно 34 л)

### **ВНИМАНИЕ**

Если количество топлива по показаниям топливомера составляет 14 ам. галл, для расчета разницы количества топлива в левом и правом баках принимать значение 19,5 ам. галл.

## **2.15 ТРАФАРЕТЫ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ ОГРАНИЧЕНИЙ**

Ниже показаны все *трафареты эксплуатационных ограничений*, устанавливаемые на самолете DA 40 NG в базовом исполнении. Перечень всех трафаретов приведен в Руководстве по технической эксплуатации самолета (документ № 6.02.15), раздел 11.

На главной приборной панели:

ЭКСПЛУАТАЦИЯ САМОЛЕТА РАЗРЕШАЕТСЯ ТОЛЬКО В СООТВЕТСТВИИ С РУКОВОДСТВОМ ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ И ТРЕБОВАНИЯМИ К НОРМАЛЬНОЙ КАТЕГОРИИ ВНЕ УСЛОВИЙ ОБЛЕДЕНЕНИЯ. НА САМОЛЕТЕ РАЗРЕШЕНО ВЫПОЛНЯТЬ СЛЕДУЮЩИЕ ВИДЫ ПОЛЕТОВ ПРИ УСЛОВИИ ВЫПОЛНЕНИЯ НАЦИОНАЛЬНЫХ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ ТРЕБОВАНИЯ, УСТАНОВКИ И ИСПРАВНОСТИ СООТВЕТСТВУЮЩЕГО ОБОРУДОВАНИЯ: ДНЕВНЫЕ ПОЛЕТЫ ПО ПВП, НОЧНЫЕ ПОЛЕТЫ ПО ПВП И ППП. ЗАПРЕЩЕНО ВЫПОЛНЕНИЕ ЛЮБЫХ МАНЕВРОВ ВЫШЕГО ПИЛОТАЖА, ВКЛЮЧАЯ ШТОПОР. ДОПОЛНИТЕЛЬНУЮ ИНФОРМАЦИЮ ОБ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ ОГРАНИЧЕНИЯХ СМ. В РУКОВОДСТВЕ ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ.

ЭКСПЛУАТАЦИОННАЯ МАНЕВРЕННАЯ СКОРОСТЬ:

$V_o = 113$  УЗЛОВ (ПРИБОРНАЯ) (СВЫШЕ 1180 КГ / 2601 ФУНТА)

$V_o = 108$  УЗЛОВ (ПРИБОРНАЯ) (СВЫШЕ 1080 КГ / 2381 ФУНТА)

$D_o$  1180 КГ / 2601 ФУНТА)

$V_o = 101$  УЗЕЛ (ПРИБОРНАЯ) (ДО 1080 КГ / 2381 ФУНТА)

На главной приборной панели рядом с топливометром:

Исполнение с баками увеличенной емкости (на заказ):

Максимальное количество расходуемого топлива: 2 x 19,5 ам. галл

\* Максимальное отображаемое количество топлива: 2 x 14 ам. галл

\* Информацию о полном использовании топлива из баков см. в РЛЭ

\* Максимальная разница количества топлива в левом и правом баках: 9 ам. галл

Рядом с каждой из двух заливных горловин топливных баков:

**ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ**  
**РАЗРЕШЕННОЕ ТОПЛИВО**  
**JET-A1**

**или см. Руководство по летной  
эксплуатации**

Рядом с выключателем шины основных потребителей:

**Шина основных потребителей не  
предназначена для нормальной работы. См.  
РЛЭ.**

На капоте, на дверце заливной горловины маслобака:

**МАСЛО**  
**SHELL HELIX**  
**ULTRA**  
**5W30**  
или см.  
РЛЭ

Рядом с переключателем управления закрылками:



На топливном кране:



Рядом с багажным отсеком:



Удлиненный багажный отсек:



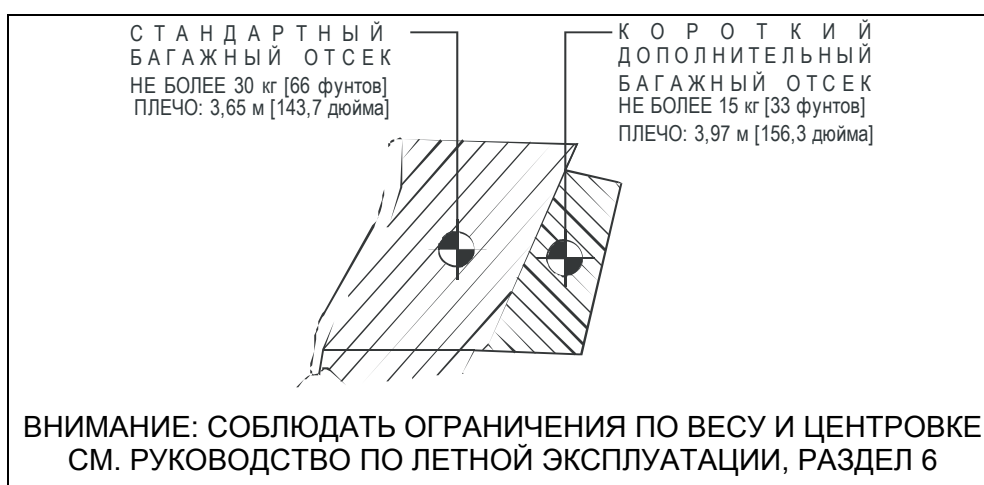
Багажный лоток (по рекомендации ОАМ 40-164, дополнительный багажный отсек):



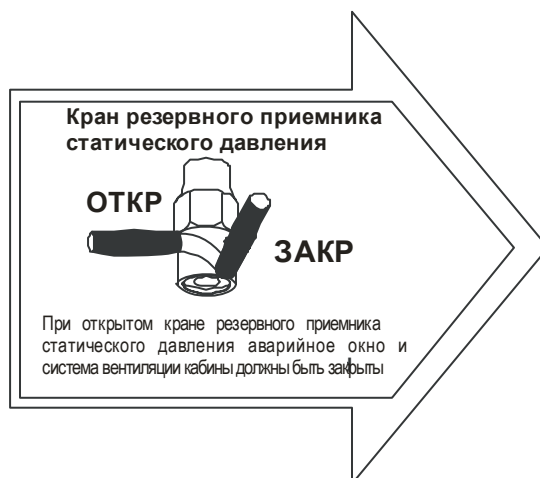




*Если установлен короткий дополнительный багажный отсек (ОАМ 40-331):*



На левой боковой стенке, рядом с главной приборной панелью:



Рядом с замком двери:

**АВАРИЙНЫЙ ВЫХОД:**  
Во время полета замок  
должен быть открыт

На впускной заслонке топливного радиатора (при ее наличии):

При температуре наружного  
воздуха более 20°C / 68°F  
снять

На главной приборной панели:

— НЕ КУРИТЬ —

## **2.16 ПРОЧИЕ ОГРАНИЧЕНИЯ**

### **2.16.1 ТЕМПЕРАТУРА**

Эксплуатация самолета разрешается только в том случае, если температура самолета не ниже -20°C (-4°F).

В случае охлаждения самолета до температуры ниже -20°C (-4°F) перед эксплуатацией необходимо прогреть двигатель и кабину при помощи внешнего обогревателя.

Эксплуатация самолета с установленной впускной заслонкой топливного радиатора разрешается только в том случае, если температура наружного воздуха при взлете не превышает 20°C (68°F).

### **2.16.2 ЗАРЯДКА АККУМУЛЯТОРНОЙ БАТАРЕИ**

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

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

### **2.16.3 АВАРИЙНЫЙ ВЫКЛЮЧАТЕЛЬ**

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

### **2.16.4 ЗАМОК ДВЕРИ**

Во время эксплуатации самолета запрещается запирать замки фонаря и пассажирской двери.

Док. № 6.01.15-Е	Ред. 1	15 марта 2011 г.	Утверждено EASA	Стр. 2 - 31
------------------	--------	------------------	--------------------	-------------

### **2.16.5 ЭЛЕКТРОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ**

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

Примеры оборудования, использование которого не рекомендуется:

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

Этот перечень не является исчерпывающим.

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

### **2.16.6 КУРЕНИЕ**

Курить в самолете запрещается.

### **2.16.7 ИСПОЛЬЗОВАНИЕ СОЛНЦЕЗАЩИТНЫХ ЩИТКОВ**

Использование солнцезащитных щитков (если они установлены при выполнении рекомендации ОАМ 40-327) разрешается только на этапе крейсерского полета. На всех других этапах полета солнцезащитные щитки должны быть зафиксированы в крайнем верхнем положении.

Стр. 2 - 32	Ред. 1	15 марта 2011 г.	Утверждено EASA	Док. № 6.01.15-Е
-------------	--------	------------------	--------------------	------------------

## РАЗДЕЛ 3

### ДЕЙСТВИЯ В АВАРИЙНОЙ ОБСТАНОВКЕ

	Стр.
3.1 ВВЕДЕНИЕ.....	3-3
3.1.1 ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ .....	3-3
3.1.2 ВОЗДУШНАЯ СКОРОСТЬ В АВАРИЙНЫХ СИТУАЦИЯХ .....	3-4
3.2 ПОКАЗАНИЯ ПРИБОРОВ В ПРЕДЕЛАХ КРАСНЫХ СЕКТОРОВ (ЭКСПЛУАТАЦИЯ ЗАПРЕЩЕНА).....	3-5
3.2.1 ТЕМПЕРАТУРА ДВИГАТЕЛЯ.....	3-5
3.2.2 ТЕМПЕРАТУРА МАСЛА .....	3-7
3.2.3 ДАВЛЕНИЕ МАСЛА .....	3-9
3.2.4 ТЕМПЕРАТУРА РЕДУКТОРА .....	3-10
3.2.5 ТЕМПЕРАТУРА ТОПЛИВА.....	3-11
3.2.6 ДАВЛЕНИЕ ТОПЛИВА.....	3-12
3.2.7 СИЛА ТОКА ГЕНЕРАТОРА .....	3-13
3.2.8 ОТКАЗ ГЕНЕРАТОРА.....	3-14
3.3 НЕИСПРАВНОСТИ ДВИГАТЕЛЯ .....	3-15
3.3.1 НЕИСПРАВНОСТИ ДВИГАТЕЛЯ НА ЗЕМЛЕ .....	3-15
3.3.2 НЕИСПРАВНОСТИ ДВИГАТЕЛЯ ПРИ ВЗЛЕТЕ .....	3-16
3.3.3 ПОИСК И УСТРАНЕНИЕ НЕИСПРАВНОСТЕЙ ДВИГАТЕЛЯ В ПОЛЕТЕ ...	3-18
3.3.4 ОТКАЗ ДВИГАТЕЛЯ В ПОЛЕТЕ .....	3-21
3.3.5 ПОВТОРНЫЙ ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЯ В ПОЛЕТЕ .....	3-22
3.3.6 НЕИСПРАВНОСТЬ СИСТЕМЫ РЕГУЛИРОВАНИЯ ЧАСТОТЫ ВРАЩЕНИЯ ВОЗДУШНОГО ВИНТА .....	3-24
3.3.7 ОТКАЗ НАСОСА ПЕРЕКАЧКИ ТОПЛИВА.....	3-28
3.4 ОТКАЗЫ ЭЛЕКТРОСИСТЕМЫ .....	3-30
3.4.1 ПОЛНЫЙ ОТКАЗ ЭЛЕКТРОСИСТЕМЫ .....	3-30
3.4.2 ВЫСОКАЯ СИЛА ТОКА .....	3-31
3.4.3 НЕИСПРАВНОСТЬ СТАРТЕРА .....	3-32

3.5	ЗАДЫМЛЕНИЕ И ПОЖАР.....	3-33
3.5.1	ЗАДЫМЛЕНИЕ И ПОЖАР НА ЗЕМЛЕ.....	3-33
3.5.2	ЗАДЫМЛЕНИЕ И ПОЖАР ПРИ ВЗЛЕТЕ .....	3-35
3.5.3	ЗАДЫМЛЕНИЕ И ПОЖАР В ПОЛЕТЕ.....	3-38
3.6	ПЛАНИРОВАНИЕ .....	3-40
3.7	АВАРИЙНАЯ ПОСАДКА.....	3-41
3.7.1	АВАРИЙНАЯ ПОСАДКА С ОСТАНОВЛЕННЫМ ДВИГАТЕЛЕМ .....	3-41
3.7.2	ПОСАДКА С ДЕФЕКТОМ ПНЕВМАТИКА ОСНОВНОЙ ОПОРЫ ШАССИ....	3-43
3.7.3	ПОСАДКА С НЕИСПРАВНЫМИ ТОРМОЗАМИ.....	3-44
3.8	ВЫХОД ИЗ НЕПРЕДНАМЕРЕННОГО ШТОПОРА.....	3-45
3.9	ПРОЧИЕ АВАРИЙНЫЕ СИТУАЦИИ .....	3-46
3.9.1	ОБЛЕДЕНЕНИЕ .....	3-46
3.9.2	ПОДОЗРЕНИЕ НА НАЛИЧИЕ ОКИСИ УГЛЕРОДА В АТМОСФЕРЕ КАБИНЫ .....	3-47
3.9.3	НЕ ЗАПЕРТЫ ДВЕРИ.....	3-48

### ПРИМЕЧАНИЕ

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

### **3.1 ВВЕДЕНИЕ**

#### **3.1.1 ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ**

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

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

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

### **ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ**

В любой аварийной ситуации следует в первую очередь сохранять необходимое для полета пространственное положение самолета и подготовиться к возможной аварийной посадке, и лишь во вторую — попытаться устранить возникшую неисправность (действовать по принципу «сохранять управление самолетом»). Перед полетом пилот обязан оценить пригодность рельефа местности для аварийной посадки на каждом этапе полета. Для обеспечения безопасности полета пилот обязан поддерживать безопасную минимальную абсолютную высоту полета. Необходимо заранее продумать порядок действий в возможных неблагоприятных ситуациях. Пилот не должен воспринимать отказ двигателя чрезмерно эмоционально и обязан в любых обстоятельствах действовать спокойно и решительно.

### 3.1.2 ВОЗДУШНАЯ СКОРОСТЬ В АВАРИЙНЫХ СИТУАЦИЯХ

Событие		Приборная воздушная скорость (узлов)
Наивыгоднейшая воздушная скорость при планировании (с убранными закрылками)		88 узлов (приборная)
Воздушная скорость для аварийной посадки с остановленным двигателем	Закрылки убраны	83 узла (приборная)
	Закрылки в положении T/O (взлет)	78 узлов (приборная)
	Закрылки в положении LDG (посадка)	77 узлов (приборная)



### **3.2 ПОКАЗАНИЯ ПРИБОРОВ В ПРЕДЕЛАХ КРАСНЫХ СЕКТОРОВ (ЭКСПЛУАТАЦИЯ ЗАПРЕЩЕНА)**

#### **3.2.1 ТЕМПЕРАТУРА ДВИГАТЕЛЯ**

Температура охлаждающей жидкости двигателя в верхнем красном диапазоне (превышение / более 105°C).

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

- Проверить наличие предупредительного сигнала COOL LVL (уровень охлаждающей жидкости) (для самолетов, оснащенных комплексом G1000) или WATERLEV (уровень охлаждающей жидкости) (для самолетов, оснащенных вспомогательным индикатором параметров двигателя (SED)) (указывает на низкий уровень охлаждающей жидкости).

*Предупредительный сигнал*

*COOL LVL (уровень охлаждающей жидкости) (для самолетов, оснащенных комплексом G1000) или WATERLEV (уровень охлаждающей жидкости) (для самолетов, оснащенных вспомогательным индикатором параметров двигателя (SED)) отсутствует:*

При наборе высоты:

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

СМ. ПРОДОЛЖЕНИЕ

Док. № 6.01.15-Е	Ред. 1	15 марта 2011 г.	Стр. 3 - 5
------------------	--------	------------------	------------

На этапе крейсерского полета:

- Уменьшить мощность двигателя или
- Увеличить воздушную скорость, при необходимости переведя самолет в снижение.
- Убедиться, что температура охлаждающей жидкости опустилась до зеленого сектора.

### ВНИМАНИЕ

Если при формировании сигнала высокой температуры охлаждающей жидкости отсутствует предупредительный сигнал COOL LVL (уровень охлаждающей жидкости двигателя) (для самолетов, оснащенных комплексом G1000) или WATERLEV (уровень охлаждающей жидкости) (для самолетов, оснащенных вспомогательным индикатором параметров двигателя (SED)), можно предположить, что система охлаждения исправна, а температуру охлаждающей жидкости удастся уменьшить выполнением вышеперечисленных действий. Тем не менее, если температура охлаждающей жидкости не опускается до зеленого сектора, необходимо совершить вынужденную посадку на ближайшем пригодном для этого аэродроме. Подготовиться к отказу двигателя, как описано в разделе 3.3.4 «ОТКАЗЫ ДВИГАТЕЛЯ В ПОЛЕТЕ».

#### Предупредительный сигнал

COOL LVL (уровень охлаждающей жидкости) (для самолетов, оснащенных комплексом G1000) или WATERLEV (уровень охлаждающей жидкости) (для самолетов, оснащенных вспомогательным индикатором параметров двигателя (SED)) имеется:

- Уменьшить мощность двигателя.
- Подготовиться к утечке охлаждающей жидкости.

### ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

Следует ожидать дальнейшего увеличения температуры охлаждающей жидкости. Подготовиться к отказу двигателя, как описано в разделе 3.3.4 «ОТКАЗЫ ДВИГАТЕЛЯ В ПОЛЕТЕ».

### КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ

Стр. 3 - 6	Ред. 1	15 марта 2011 г.	Док. № 6.01.15-Е
------------	--------	------------------	------------------

### **3.2.2 ТЕМПЕРАТУРА МАСЛА**

Температура масла двигателя в верхнем красном диапазоне (превышение / более 140°C).

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

- Проверить давление масла.

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

- Уменьшить мощность двигателя.
- Подготовиться к утечке масла.

### **ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ**

Следует ожидать дальнейшего увеличения температуры масла. Подготовиться к отказу двигателя, как описано в разделе 3.3.4 «ОТКАЗЫ ДВИГАТЕЛЯ В ПОЛЕТЕ».

*Если давление масла находится в пределах зеленого сектора:*

- Уменьшить мощность двигателя.
- Увеличить воздушную скорость.

**СМ. ПРОДОЛЖЕНИЕ**

Док. № 6.01.15-Е	Ред. 1	15 марта 2011 г.	Стр. 3 - 7
------------------	--------	------------------	------------

## ВНИМАНИЕ

Если при формировании сигнала высокой температуры масла давление масла по манометру находится в пределах зеленого сектора, можно предположить, что маслосистема двигателя исправна, а температуру масла удастся уменьшить выполнением вышеперечисленных действий. Тем не менее, если температура масла не опускается до зеленого сектора, необходимо совершить вынужденную посадку на ближайшем пригодном для этого аэродроме. Подготовиться к отказу двигателя, как описано в разделе 3.3.4 «ОТКАЗЫ ДВИГАТЕЛЯ В ПОЛЕТЕ».

**КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ**

Стр. 3 - 8	Ред. 1	15 марта 2011 г.	Док. № 6.01.15-Е
------------	--------	------------------	------------------

**3.2.3 ДАВЛЕНИЕ МАСЛА**

Давление масла двигателя в нижнем красном диапазоне (слишком низкое / ниже 0,9 бар).

Уменьшение давления масла ниже установленного предела 0,9 бар может привести к полной потере тяги в результате отказа двигателя.

- Уменьшить мощность двигателя.
- Подготовиться к утечке масла.

**ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ**

Совершить посадку на ближайшем пригодном для этого аэродроме. Подготовиться к отказу двигателя, как описано в разделе 3.3.4 «ОТКАЗЫ ДВИГАТЕЛЯ В ПОЛЕТЕ».

**КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ**

Док. № 6.01.15-Е	Ред. 1	15 марта 2011 г.	Стр. 3 - 9
------------------	--------	------------------	------------

### **3.2.4 ТЕМПЕРАТУРА РЕДУКТОРА**

Температура редуктора двигателя в верхнем красном диапазоне (превышение / более 120°C).

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

- Уменьшить мощность двигателя.
- Увеличить воздушную скорость.

### **ВНИМАНИЕ**

При высокой температуре окружающего воздуха и (или) при низкой воздушной скорости и работе двигателя на высоких оборотах можно предположить, что редуктор исправен, а температуру удастся уменьшить выполнением вышеперечисленных действий. Тем не менее, если температура редуктора не опускается до зеленого сектора, необходимо совершить вынужденную посадку на ближайшем пригодном для этого аэродроме. Подготовиться к отказу двигателя, как описано в разделе 3.3.4 «ОТКАЗЫ ДВИГАТЕЛЯ В ПОЛЕТЕ».

### **КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ**

Стр. 3 - 10	Ред. 1	15 марта 2011 г.	Док. № 6.01.15-Е
-------------	--------	------------------	------------------

### **3.2.5 ТЕМПЕРАТУРА ТОПЛИВА**

Температура топлива в верхнем красном диапазоне (превышение / более 60°C).

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

- Уменьшить мощность двигателя.
- Увеличить воздушную скорость.

### **ВНИМАНИЕ**

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

### **ПРИМЕЧАНИЕ**

Повышение температуры топлива может происходить при малом количестве топлива в основном баке. Температуру топлива можно уменьшить путем перекачки топлива из резервного бака в основной.

**КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ**

Док. № 6.01.15-Е	Ред. 1	15 марта 2011 г.	Стр. 3 - 11
------------------	--------	------------------	-------------

### **3.2.6 ДАВЛЕНИЕ ТОПЛИВА**

Низкое давление топлива.

1. Количество топлива ..... проверить
2. Топливный кран ..... убедиться, что находится в положении ON (вкл.)
3. Топливные насосы ..... включить

*Если сигнализатор FUEL PRESS (низкое давление топлива) (для самолетов, оснащенных комплексом G1000) или FUELPRESS (низкое давление топлива) (для самолетов, оснащенных вспомогательным индикатором параметров двигателя (SED)) не гаснет:*

4. Топливный кран ..... установить в положение EMERGENCY (аварийная ситуация)
5. Топливные насосы ..... выключить

*Если сигнализатор FUEL PRESS (низкое давление топлива) (для самолетов, оснащенных комплексом G1000) или FUELPRESS (низкое давление топлива) (для самолетов, оснащенных вспомогательным индикатором параметров двигателя (SED)) по-прежнему не гаснет:*

### **ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ**

Следует ожидать скорого отказа двигателя. Подготовиться к отказу двигателя, как описано в разделе 3.3.4 «ОТКАЗЫ ДВИГАТЕЛЯ В ПОЛЕТЕ».

**КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ**

Стр. 3 - 12	Ред. 1      15 марта 2011 г.	Док. № 6.01.15-Е
-------------	------------------------------	------------------



**3.2.7 СИЛА ТОКА ГЕНЕРАТОРА**

Выходная сила тока генератора в верхнем красном диапазоне (превышение / более 70 А).

1. ШИНА ОСНОВНЫХ ПОТРЕБИТЕЛЕЙ..... ВКЛЮЧИТЬ
2. СТРАНИЦА С ПАРАМЕТРАМИ СИСТЕМЫ ДВИГАТЕЛЯ  
(для самолетов, оснащенных комплексом G1000)..... выбрать нажатием  
функциональных клавиш ENGINE  
(двигатель) и  
SYSTEM (система) на  
многофункциональном  
индикаторе
3. Предохранители ..... убедиться, что замкнуты
4. Амперметр/вольтметр..... контролировать показания
5. Совершить посадку на ближайшем пригодном для этого аэродроме.

**КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ**

### **3.2.8 ОТКАЗ ГЕНЕРАТОРА**

Отказ генератора.

Последним источником электропитания являются батареи. Продолжительность питания от батарей составляет приблизительно 30 минут.

1. Предохранители .....проверить
2. ШИНА ОСНОВНЫХ ПОТРЕБИТЕЛЕЙ.....ВКЛЮЧИТЬ
3. Электрооборудование.....отключить все ненужное оборудование
4. Совершить посадку на ближайшем пригодном для этого аэродроме.

### **ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ**

Для работы двигателя должны работать блоки управления двигателем, питание на которые должно подаваться в обязательном порядке. Рекомендуется отключить все потребители электричества и как можно быстрее совершить посадку. Подготовиться к отказу двигателя и к аварийной посадке. Для питания блоков управления двигателем в случае критического отказа электросистемы самолет оснащен резервной аккумуляторной батареей блоков управления двигателем.

### **ВНИМАНИЕ**

Для случаев, когда емкости батареи недостаточно, чтобы обеспечить полет до пригодного для посадки аэродрома, предусмотрена резервная батарея, которая используется в качестве дополнительного источника электропитания резервного указателя пространственного положения (авиагоризонта) и заливающего освещения. Включение этой батареи осуществляется при помощи выключателя EMERGENCY (аварийный выключатель), расположенного в верхней левой части главной приборной панели.

**КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ**

Стр. 3 - 14	Ред. 1      15 марта 2011 г.	Док. № 6.01.15-Е
-------------	------------------------------	------------------

### **3.3 НЕИСПРАВНОСТИ ДВИГАТЕЛЯ**

#### **3.3.1 НЕИСПРАВНОСТИ ДВИГАТЕЛЯ НА ЗЕМЛЕ**

1. РУД ..... в положение IDLE (малый газ)
2. Тормоза ..... по обстоятельствам

#### **ПРИМЕЧАНИЕ**

При необходимости остановить двигатель. Если такая необходимость отсутствует, установить причину неисправности для восстановления работы двигателя.

#### **ВНИМАНИЕ**

Если давление масла находится в пределах красного сектора, немедленно остановить двигатель.

#### **ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ**

Если устранить неисправность не удалось, эксплуатация самолета запрещается.

**КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ**

### **3.3.2 НЕИСПРАВНОСТИ ДВИГАТЕЛЯ ПРИ ВЗЛЕТЕ**

(a) Взлет еще можно прервать (длины ВПП достаточно)

*Посадить самолет прямо по курсу:*

1. РУД .....в положение IDLE (малый газ)

На земле:

2. Тормоза .....по обстоятельствам

### **ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ**

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

- Топливный кран.....	установить в положение OFF (закрыт)
- ENGINE MASTER (главный выключатель двигателя).....	установить в положение OFF (выкл.)
- ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования).....	установить в положение OFF (выкл.)

**КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ**

**(b) Взлет прервать нельзя**

1. Воздушная скорость..... немедленно уменьшить угол тангажа во избежание снижения воздушной скорости

**ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ**

Если в случае отказа двигателя при взлете взлет прервать нельзя и самолет еще не достиг безопасной высоты, принять решение о возможности аварийной посадки прямо по курсу. Запрещается возвращаться на аэродром. Возврат на аэродром может привести к катастрофе.

*Если позволяет время:*

2. РУД .....убедиться, что в положении MAX (максимум)
3. Топливные насосы .....убедиться, что включены
5. Переключатель VOTER (переключатель блоков управления двигателем) ..... убедиться, что в положении AUTO (автоматически)

**ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ**

Если нарушение устранить не удается и двигатель не развивает достаточную мощность, выполнить аварийную посадку, как описано в разделе 3.7.1 «АВАРИЙНАЯ ПОСАДКА С ОСТАНОВЛЕННЫМ ДВИГАТЕЛЕМ».

**КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ**

Док. № 6.01.15-Е	Ред. 1	15 марта 2011 г.	Стр. 3 - 17
------------------	--------	------------------	-------------

### **3.3.3 ПОИСК И УСТРАНЕНИЕ НЕИСПРАВНОСТЕЙ ДВИГАТЕЛЯ В ПОЛЕТЕ**

#### **ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ**

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

1. Воздушная скорость .....88 узлов (приборная)
2. РУД .....в положении MAX (максимум)

#### **ПРИМЕЧАНИЕ**

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

В случае одновременного загорания предупредительных сигнализаторов ECU A (блок управления двигателем A) и ECU (блок управления двигателем B)

- Если показания нагрузки (индикатор LOAD) остаются без изменений и
- если тяга двигателя по ощущению пилота уменьшилась и
- если уровень шума двигателя изменяется или двигатель работает неровно:

3. РУД .....установить в положение IDLE (малый газ)  
на 1 секунду
4. РУД .....медленно увеличить режим до 1975 об/мин

*Если при увеличении режима наблюдается падение мощности двигателя:*

5. РУД .....установить в положение IDLE (малый газ)  
на 1 секунду
6. РУД .....медленно увеличить режим, остановиться до  
положения, в котором наблюдалось падение  
мощности двигателя

**СМ. ПРОДОЛЖЕНИЕ**

Стр. 3 - 18	Ред. 1	15 марта 2011 г.	Док. № 6.01.15-Е
-------------	--------	------------------	------------------

## ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

Не увеличивать режим двигателя сверх 1975 об/мин или значения, определенного при выполнении п. 6. Увеличение режима двигателя сверх этого значения может привести к повторному падению мощности двигателя.

## ПРИМЕЧАНИЕ

В этом положении РУД обеспечивается работа двигателя в режиме до 65 % при максимальной частоте вращения воздушного винта 1975 об/мин.

7. Совершить посадку на ближайшем пригодном для этого аэродроме

В противном случае:

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

3. Предохранители .....проверить / при необходимости замкнуть

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

*В противном случае:*

4. Переключатель VOTER (переключатель блоков управления двигателем)  
.....переключиться между положениями ECU A  
(блок управления A) и ECU B (блок управления B)

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

## СМ. ПРОДОЛЖЕНИЕ

Док. № 6.01.15-Е	Ред. 1	15 марта 2011 г.	Стр. 3 - 19
------------------	--------	------------------	-------------

*В противном случае:*

5. Переключатель VOTER (переключатель блоков управления двигателем)  
.....переключить обратно в режим AUTO  
(автоматически) для сохранения  
резервирования блоков управления  
двигателем

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

*В противном случае:*

6. Топливный кран .....установить в положение EMERGENCY  
(аварийная ситуация)

Если нормальная работа двигателя восстановлена, продолжить полет и как можно быстрее совершить посадку. Выдерживать самолет в пределах допустимой боковой разбалансировки.

*В противном случае:*

7. Топливный кран .....установить в положение NORMAL (нормальное  
положение)
8. ALTERNATE AIR (подача воздуха из резервного источника) .....OPEN (откр.)
9. РУД .....установить необходимую мощность

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

Если нормальную работу двигателя выполнением действий в данном разделе восстановить не удалось, подготовиться к выполнению действий, перечисленных в разделе 3.3.4 «ОТКАЗ ДВИГАТЕЛЯ В ПОЛЕТЕ», и как можно быстрее посадить самолет.

**КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ**

Стр. 3 - 20	Ред. 1	15 марта 2011 г.	Док. № 6.01.15-Е
-------------	--------	------------------	------------------



**3.3.4 ОТКАЗ ДВИГАТЕЛЯ В ПОЛЕТЕ****ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ**

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

**ПРИМЕЧАНИЕ**

При отсутствии серьезных механических повреждений двигателя воздушный винт остается в режиме авторотации.

1. Воздушная скорость .....88 узлов (приборная)

2. Закрылки .....УБРАТЬ

*Если высоты достаточно для повторного запуска двигателя:*

Попробовать выполнить повторный запуск двигателя, см. раздел 3.3.5 «ПОВТОРНЫЙ ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЯ В ПОЛЕТЕ».

*Если высоты НЕДОСТАТОЧНО для повторного запуска двигателя:*

Совершить аварийную посадку, как описано в разделе 3.7.1 «АВАРИЙНАЯ ПОСАДКА С ОСТАНОВЛЕННЫМ ДВИГАТЕЛЕМ».

**КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ**

Док. № 6.01.15-Е	Ред. 1	15 марта 2011 г.	Стр. 3 - 21
------------------	--------	------------------	-------------

### **3.3.5 ПОВТОРНЫЙ ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЯ В ПОЛЕТЕ**

#### **ПРИМЕЧАНИЕ**

При отказе двигателя воздушный винт остается в режиме авторотации. Остановка воздушного винта указывает на серьезную механическую неисправность двигателя. В этом случае повторный запуск с использованием стартера запрещается.

Максимальная высота повторного запуска двигателя в полете:

барометрическая высота 16400 футов: ....немедленный повторный запуск

барометрическая высота 10 000 футов: ...повторный запуск в течение двух минут

#### **ПРИМЕЧАНИЕ**

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

1. Воздушная скорость .....88 узлов (приборная)
2. РУД .....в положение IDLE (малый газ)
3. Переключатель VOTER (переключатель блоков управления двигателем) ..... убедиться, что в положении AUTO (автоматически)
4. Топливный кран .....убедиться, что находится в положении NORMAL (нормальное положение)
5. ALTERNATE AIR (подача воздуха из резервного источника) .....по обстоятельствам
6. Количество топлива .....проверить
7. Насос перекачки топлива.....по обстоятельствам
8. ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования) .....убедиться, что находится в положении ON (вкл.)
9. ENGINE MASTER (главный выключатель двигателя) ..... убедиться, что находится в положении ON (вкл.)

**СМ. ПРОДОЛЖЕНИЕ**

Стр. 3 - 22	Ред. 1	15 марта 2011 г.	Док. № 6.01.15-Е
-------------	--------	------------------	------------------

*Если двигатель не запускается:*

10. Топливный кран .....установить в положение EMERGENCY  
(аварийная ситуация)

*Если двигатель не запускается, перевести самолет в конфигурацию планирования:*

11. Закрылки .....УБРАТЬ
12. Воздушная скорость .....88 узлов (приборная)

### **ПРИМЕЧАНИЕ**

Относительная дальность планирования самолета составляет 9,7; т.е. на каждые 1000 футов (305 м) потери высоты максимальная дальность планирования при нулевом ветре составляет 1,59 морской мили (2,94 км). При этом воздушный винт остается в режиме авторотации.

Совершить аварийную посадку, как описано в разделе 3.7.1 «АВАРИЙНАЯ ПОСАДКА С ОСТАНОВЛЕННЫМ ДВИГАТЕЛЕМ».

### **ВНИМАНИЕ**

Повторный запуск двигателя после пожара двигателя разрешается выполнять только при невозможности совершения безопасной аварийной посадки. Следует ожидать, что повторный запуск двигателя после пожара будет невозможен.

13. AVIONIC MASTER (главный выключатель БРЭО)..... ON (вкл.) (при необходимости)

**КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ**

Док. № 6.01.15-Е	Ред. 1	15 марта 2011 г.	Стр. 3 - 23
------------------	--------	------------------	-------------

### **3.3.6 НЕИСПРАВНОСТЬ СИСТЕМЫ РЕГУЛИРОВАНИЯ ЧАСТОТЫ ВРАЩЕНИЯ ВОЗДУШНОГО ВИНТА**

#### **ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ**

При неисправности системы регулирования частоты вращения воздушного винта следует ожидать ухудшения рабочих характеристик двигателя.

#### **ВНИМАНИЕ**

При отказе регулятора оборотов для регулирования оборотов воздушного винта пользоваться рычагом управления двигателем.

#### **ВНИМАНИЕ**

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

#### **(а) Колебания частоты вращения**

1. Установка мощности двигателя.....изменить

*Если устранить проблему не удастся:*

2. Переключатель VOTER (переключатель блоков управления двигателем)  
.....переключиться между положениями ECU A  
(блок управления A) и ECU B (блок управления B)

*Если устранить проблему не удастся:*

3. Переключатель VOTER (переключатель блоков управления двигателем)..... AUTO  
(автоматически)
4. Совершить посадку на ближайшем пригодном для этого аэродроме.

#### **КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ**

Стр. 3 - 24	Ред. 1	15 марта 2011 г.	Док. № 6.01.15-E
-------------	--------	------------------	------------------

(b) Заброс оборотов воздушного винта**ВНИМАНИЕ**

Скорость набора высоты будет снижена.

**ПРИМЕЧАНИЕ**

В этой ситуации воздушный винт работает как винт фиксированного шага. Частота вращения винта регулируется установкой мощности двигателя. Можно продолжить полет до ближайшего аэродрома с пониженной мощностью и на пониженной воздушной скорости. Набор высоты и уход на второй круг в некоторых условиях могут оказаться невозможными.

1. РУД.....уменьшить установку мощности, чтобы частота вращения не превышала 2300 об/мин
2. Воздушная скорость.....88 узлов (приборная)
3. Закрылки .....убедиться, что УБРАНЫ

*После стабилизации числа оборотов на уровне ниже 2300 об/мин:*

4. Воздушная скорость.....по обстоятельствам, не превышать 2300 об/мин
5. РУД.....по обстоятельствам, не превышать 2300 об/мин

*Если устранить проблему не удастся:*

6. Переключатель VOTER (переключатель блоков управления двигателем)  
.....переключиться между положениями ECU A  
(блок управления A) и ECU B (блок управления B)

**ПРИМЕЧАНИЕ**

Если переключением на блок управления двигателем A или B проблему устранить не удастся, переключиться обратно в режим AUTO (автоматически). Выдерживать необходимую скорость набора высоты/снижения установкой РУД, не допуская превышения 2300 об/мин.

**СМ. ПРОДОЛЖЕНИЕ**

Док. № 6.01.15-Е	Ред. 1	15 марта 2011 г.	Стр. 3 - 25
------------------	--------	------------------	-------------

*Если устранить проблему не удастся:*

7. Совершить посадку на ближайшем пригодном для этого аэродроме.

*При необходимости увеличения скорости набора высоты:*

8. Закрылки .....установить в положение Т/О (взлет)

9. Воздушная скорость.....72 узла (приборная)

10. РУД.....по обстоятельствам, не превышать 2300 об/мин

**КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ**

(с) Пониженная частота вращения воздушного винта

1. РУД .....по обстоятельствам

*Если устранить проблему не удастся*

2. Переключатель VOTER (переключатель блоков управления двигателем)  
.....переключиться между положениями ECU A  
(блок управления A) и ECU B (блок управления B)

*Если устранить проблему не удастся:*

3. Переключатель VOTER (переключатель блоков управления двигателем) ..... AUTO  
(автоматически)

4. РУД .....по обстоятельствам

**ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ**

При возникновении этой ситуации частота вращения  
воздушного винта уменьшается. Набор высоты и уход на  
второй круг могут оказаться невозможными.

5. Совершить посадку на ближайшем пригодном для этого аэродроме.

**КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ**

Док. № 6.01.15-Е	Ред. 1	15 марта 2011 г.	Стр. 3 - 27
------------------	--------	------------------	-------------

### **3.3.7 ОТКАЗ НАСОСА ПЕРЕКАЧКИ ТОПЛИВА**

1. Количество топлива .....проверить

*При низком уровне топлива в основном баке:*

2. Топливный кран .....установить в положение EMERGENCY  
(аварийная ситуация)
3. Топливные насосы .....выключить

### **ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ**

Топливный кран необходимо вернуть в положение NORMAL (нормальное положение) до того, как количество топлива в резервном баке по показаниям топливомера будет равно нулю. В противном случае при опорожнении резервного бака произойдет останов двигателя в полете.

### **ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ**

В случае попадания в топливный насос воздуха (например, если произошло опорожнение резервного бака и топливный кран не был переключен в первоначальное положение) до следующего полета необходимо провести осмотр насоса.

### **ВНИМАНИЕ**

При установке крана в положение EMERGENCY (аварийная ситуация) топливо перекачивается из резервного бака в основной со скоростью около 45 ам. галл/ч (170 л/ч).

4. Резервный бак .....контролировать количество топлива
5. Основной бак .....контролировать количество топлива

**СМ. ПРОДОЛЖЕНИЕ**

Стр. 3 - 28	Ред. 1	15 марта 2011 г.	Док. № 6.01.15-Е
-------------	--------	------------------	------------------



**ПРИМЕЧАНИЕ**

Количество топлива в резервном баке должно быть не меньше 1 ам. галл, в основном баке — не меньше 14 ам. галл.

6. Топливный кран .....установить в положение NORMAL (нормальное положение)
7. Как можно быстрее совершить посадку.

**КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ**

### **3.4 ОТКАЗЫ ЭЛЕКТРОСИСТЕМЫ**

#### **3.4.1 ПОЛНЫЙ ОТКАЗ ЭЛЕКТРОСИСТЕМЫ**

1. Предохранители .....убедиться, что замкнуты
2. ШИНА ОСНОВНЫХ ПОТРЕБИТЕЛЕЙ .....ВКЛЮЧИТЬ

*Если электропитание по-прежнему отсутствует:*

2. Аварийный выключатель (если он установлен) ..... ON (вкл.)
3. Заливающее освещение (при необходимости) ..... ON (вкл.)
4. МОЩНОСТЬ .....определять установленную мощность по положению РУД и звуку двигателя
5. Подготовиться к посадке с закрылками в фактическом положении. См. раздел 4В.5 «ОТКАЗЫ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ЗАКРЫЛКАМИ».
6. Совершить посадку на ближайшем пригодном для этого аэродроме.

### **ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ**

В зависимости от режима отказа возможна остановка двигателя. Для резервного питания блоков управления двигателем установлена резервная батарея, предназначенная только для питания блока управления двигателем В и его системы и обеспечивающая их питание в течение не менее 30 минут.

### **ПРИМЕЧАНИЕ**

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

Если установлен комплекс G1000, пользоваться резервными указателем воздушной скорости и высотомером. Мощность двигателя можно устанавливать, визуально контролируя положение РУД.

### **КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ**

Стр. 3 - 30	Ред. 1      15 марта 2011 г.	Док. № 6.01.15-Е
-------------	------------------------------	------------------

**3.4.2 ВЫСОКАЯ СИЛА ТОКА**

При загорании на экране индикатора G1000 (для самолетов, оснащенных комплексом G1000) или вспомогательном индикаторе параметров двигателя (SED) (для самолетов, оснащенных этим индикатором) сигнализатора HIGH CURRENT (высокая сила тока) (> 70 A):

1. ШИНА ОСНОВНЫХ ПОТРЕБИТЕЛЕЙ ВКЛЮЧИТЬ
2. СТРАНИЦА С ПАРАМЕТРАМИ СИСТЕМЫ ДВИГАТЕЛЯ  
(для самолетов, оснащенных комплексом G1000)..... выбрать нажатием функциональных клавиш ENGINE (двигатель) и SYSTEM (система) на многофункциональном индикаторе
3. Предохранители .....убедиться, что замкнуты
4. Амперметр/вольтметр.....контролировать показания
5. Совершить посадку на ближайшем пригодном для этого аэродроме.

**КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ**

Док. № 6.01.15-Е	Ред. 1	15 марта 2011 г.	Стр. 3 - 31
------------------	--------	------------------	-------------

### **3.4.3 НЕИСПРАВНОСТЬ СТАРТЕРА**

Если после запуска двигателя выключение стартера не происходит (после запуска двигателя загорается предупредительный сигнализатор STARTER (стартер) на экране комплекса G1000 (для самолетов, оснащенных этим комплексом) или START (стартер) на панели White Wire (для самолетов, оснащенных этой панелью)):

*На земле:*

1. РУД .....в положение IDLE (малый газ)
2. ENGINE MASTER (главный выключатель двигателя) ..... в положение OFF (выкл.)
3. ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования) .....в положение OFF (выкл.)

Подготовку к полету прекратить!

*В полете:*

Как можно быстрее совершить посадку.

**КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ**

Стр. 3 - 32	Ред. 1      15 марта 2011 г.	Док. № 6.01.15-E
-------------	------------------------------	------------------

### **3.5 ЗАДЫМЛЕНИЕ И ПОЖАР**

#### **3.5.1 ЗАДЫМЛЕНИЕ И ПОЖАР НА ЗЕМЛЕ**

##### (а) Пожар двигателя при запуске на земле

1. Топливный кран .....установить в положение OFF (закрыт)
2. Насос перекачки топлива.....**ВЫКЛЮЧИТЬ**
3. ENGINE MASTER (главный выключатель двигателя) ..... установить в положение OFF (выкл.)
4. Топливные насосы .....выключить
5. ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования) .....установить в положение OFF (выкл.)

*После остановки:*

6. Фонарь.....открыть
7. Самолет.....немедленно покинуть

**КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ**

(b) Пожар электрооборудования с задымлением на земле

1. ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования) .....установить в положение OFF (выкл.)

*Если двигатель работает:*

2. РУД .....в положение IDLE (малый газ)
3. ENGINE MASTER (главный выключатель двигателя) .....установить в положение OFF (выкл.)
4. Топливные насосы .....выключить

*После останова двигателя:*

6. Фонарь.....открыть
7. Самолет.....немедленно покинуть

**КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ**

**3.5.2 ЗАДЫМЛЕНИЕ И ПОЖАР ПРИ ВЗЛЕТЕ**

(a) Если взлет еще можно прервать

1. РУД .....в положение IDLE (малый газ)
2. CABIN HEAT (обогрев кабины) .....OFF (выкл.)
3. Тормоза .....нажать — затормозить самолет до остановки
4. Топливный кран .....установить в положение OFF (закрыт)
5. Насос перекачки топлива .....ВЫКЛЮЧИТЬ
6. ENGINE MASTER (главный выключатель двигателя) ..... установить в положение OFF (выкл.)
7. Топливные насосы .....выключить
8. ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования) ..... установить в положение OFF (выкл.)

*После остановки:*

9. Фонарь .....открыть
10. Самолет .....немедленно покинуть

**КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ**

(b) Если взлет прервать нельзя

1. CABIN HEAT (обогрев кабины).....OFF (выкл.)
2. Полет выполнять по возможности по малому кругу, совершить посадку на аэродроме.

**ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ**

Если в случае отказа двигателя при взлете взлет прервать нельзя и самолет еще не достиг безопасной высоты, необходимо выполнить аварийную посадку прямо по курсу. Запрещается возвращаться на аэродром. Возврат на аэродром может привести к катастрофе. См. раздел 3.3.2 «НЕИСПРАВНОСТИ ДВИГАТЕЛЯ ПРИ ВЗЛЕТЕ».

*После набора высоты, с которой самолет можно безопасно довести до выбранного места посадки:*

3. Топливный кран .....установить в положение OFF (закрыт)
4. Насос перекачки топлива.....ВЫКЛЮЧИТЬ
5. CABIN HEAT (обогрев кабины).....OFF (выкл.)
6. ENGINE MASTER (главный выключатель двигателя) ..... установить в положение OFF (выкл.)
7. Топливные насосы .....выключить
8. ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования) ..... установить в положение OFF (выкл.)
9. Аварийные окна .....открыть при необходимости
10. Совершить аварийную посадку с остановленным двигателем. Учесть увеличение посадочной дистанции из-за непосадочного положения закрылков. См. раздел 3.7.1 «АВАРИЙНАЯ ПОСАДКА С ОСТАНОВЛЕННЫМ ДВИГАТЕЛЕМ».

**СМ. ПРОДОЛЖЕНИЕ**

Стр. 3 - 36	Ред. 1	15 марта 2011 г.	Док. № 6.01.15-Е
-------------	--------	------------------	------------------



**ВНИМАНИЕ**

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

*После остановки самолета:*

11. Фонарь.....открыть
12. Самолет .....немедленно покинуть

**КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ**

### **3.5.3 ЗАДЫМЛЕНИЕ И ПОЖАР В ПОЛЕТЕ**

#### **ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ**

В случае задымления и пожара подготовиться к незамедлительной посадке самолета, одновременно выполняя действия по тушению пожара и (или) удалению дыма. Если визуально убедиться в том, что пожар полностью потушен, невозможно, немедленно совершить посадку независимо от наличия или отсутствия дыма.

##### **(a) Пожар двигателя в полете**

1. CABIN HEAT (обогрев кабины).....OFF (выкл.)
2. Выбрать пригодный для аварийной посадки участок.

*Если самолет можно надежно довести до места посадки:*

3. Топливный кран .....установить в положение OFF (закрыт)
4. РУД .....в положении MAX (максимум)
5. Аварийные окна .....открыть при необходимости
6. Немедленно совершить посадку. См. раздел 3.7.1 «АВАРИЙНАЯ ПОСАДКА С ОСТАНОВЛЕННЫМ ДВИГАТЕЛЕМ».

#### **ВНИМАНИЕ**

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

*После остановки самолета:*

7. Фонарь.....открыть
8. Самолет.....немедленно покинуть

#### **КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ**

Стр. 3 - 38	Ред. 1	15 марта 2011 г.	Док. № 6.01.15-Е
-------------	--------	------------------	------------------

**(b) Пожар электрооборудования с задымлением в полете**

1. Аварийный выключатель (если он установлен)..... ON (вкл.)
2. AVIONIC MASTER (главный выключатель БРЭО)..... установить в положение OFF (выкл.)
3. ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования)..... установить в положение OFF (выкл.)
4. CABIN HEAT (обогрев кабины).....OFF (выкл.)
5. Аварийные окна .....открыть при необходимости
6. Немедленно совершить посадку. См. раздел 3.7.1 «АВАРИЙНАЯ ПОСАДКА С ОСТАНОВЛЕННЫМ ДВИГАТЕЛЕМ».

**ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ**

При переводе главного выключателя электрооборудования в положение OFF (выкл.) происходит полное выключение всего электронного и электрооборудования, включая указатель пространственного положения (авиагоризонт).

После установки аварийного выключателя (если он установлен на самолете) в положение ON (вкл.) осуществляется подача электропитания на указатель пространственного положения (авиагоризонт) и заливающее освещение от резервной батареи.

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

*После остановки самолета:*

7. Фонарь.....открыть
8. Самолет.....немедленно покинуть

**КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ**

Док. № 6.01.15-Е	Ред. 1	15 марта 2011 г.	Стр. 3 - 39
------------------	--------	------------------	-------------

### **3.6 ПЛАНИРОВАНИЕ**

1. Закрылки .....УБРАТЬ
2. Воздушная скорость .....88 узлов (приборная)

#### **ПРИМЕЧАНИЕ**

Относительная дальность планирования самолета составляет 9,7; т.е. на каждые 1000 футов (305 м) потери высоты максимальная дальность планирования при нулевом ветре составляет 1,59 морской мили (2,94 км). При этом воздушный винт остается в режиме авторотации.

#### **ПРИМЕЧАНИЕ**

При полете без обтекателей колес относительная дальность планирования уменьшается до 9,4; т.е. на каждые 1000 футов (305 м) потери высоты максимальная дальность планирования при нулевом ветре составляет 1,54 морской мили (2,85 км). При этом воздушный винт остается в режиме авторотации.

**КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ**

Стр. 3 - 40	Ред. 1      15 марта 2011 г.	Док. № 6.01.15-Е
-------------	------------------------------	------------------

### **3.7 АВАРИЙНАЯ ПОСАДКА**

#### **ПРИМЕЧАНИЕ**

Во всех таблицах воздушной скорости в следующих разделах изменение скорости при изменении массы происходит по линейному закону.

#### **3.7.1 АВАРИЙНАЯ ПОСАДКА С ОСТАНОВЛЕННЫМ ДВИГАТЕЛЕМ**

1. ENGINE MASTER (главный выключатель двигателя) ..... убедиться, что находится в положении OFF (выкл.)
2. Насос перекачки топлива ..... ВЫКЛЮЧИТЬ
3. Топливные насосы ..... ВЫКЛЮЧИТЬ
4. Топливный кран ..... установить в положение OFF (закрыт)
5. AVIONIC MASTER (главный выключатель БРЭО) ..... установить в положение OFF (выкл.)
6. Привязные ремни ..... застегнуты и затянуты

*Если самолет можно надежно довести до места посадки:*

7. ЗАКРЫЛКИ ..... T/O (взлет) или LDG (посадка), по обстоятельствам

#### **ПРИМЕЧАНИЕ**

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

**СМ. ПРОДОЛЖЕНИЕ**

Док. № 6.01.15-Е	Ред. 1	15 марта 2011 г.	Стр. 3 - 41
------------------	--------	------------------	-------------

8. Скорость захода на посадку .....см. следующую таблицу:

### ПРИМЕЧАНИЕ

Если посадочная масса самолета превышает 1216 кг (2681 фунт), посадка считается нештатной эксплуатационной процедурой. См. раздел 4В.7 «ПОСАДКА С ВЫСОКОЙ ПОСАДОЧНОЙ МАССОЙ».

Закрылки	940 кг (2072 фунта)	1000 кг (2205 фунтов)	1080 кг (2381 фунт)	1160 кг (2557 фунтов)	1216 кг (2681 фунт)	до 1280 кг (2822 фунта)
T/O (взлет)	68 узлов (приборная)	70 узлов (приборная)	73 узла (приборная)	76 узлов (приборная)	77 узлов (приборная)	78 узлов (приборная)
LDG (посадка)	66 узлов (приборная)	69 узлов (приборная)	72 узла (приборная)	74 узла (приборная)	76 узлов (приборная)	77 узлов (приборная)

9. ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования) ..... установить в положение OFF (выкл.)

10. Касание .....минимальная возможная скорость

**КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ**

**3.7.2 ПОСАДКА С ДЕФЕКТОМ ПНЕВМАТИКА ОСНОВНОЙ ОПОРЫ ШАССИ****ВНИМАНИЕ**

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

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

**КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ**

Док. № 6.01.15-Е	Ред. 1	15 марта 2011 г.	Стр. 3 - 43
------------------	--------	------------------	-------------

### **3.7.3 ПОСАДКА С НЕИСПРАВНЫМИ ТОРМОЗАМИ**

В общем случае рекомендуется совершать посадку на траву для уменьшения пробега за счет создания сопротивления движению самолета.

#### **ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ**

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

- Топливный кран ..... установить в положение OFF (закрыт)
- ENGINE MASTER (главный выключатель двигателя) ..... установить в положение OFF (выкл.)
- Топливные насосы..... выключить
- ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования) ..... установить в положение OFF (выкл.)

**КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ**

Стр. 3 - 44	Ред. 1      15 марта 2011 г.	Док. № 6.01.15-Е
-------------	------------------------------	------------------



### **3.8 ВЫХОД ИЗ НЕПРЕДНАМЕРЕННОГО ШТОПОРА**

#### **ВНИМАНИЕ**

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

1. РУД .....в положение IDLE (малый газ)
2. Элероны .....в нейтральное положение
3. Руль направления .....полностью отклонить в направлении, противоположном направлению вращения
4. Руль высоты (ручка управления) .....полностью отклонить вперед

*После прекращения вращения:*

5. Закрылки .....УБРАТЬ
6. Руль направления .....в нейтральное положение
7. Руль высоты (ручка управления) .....осторожно взять на себя
8. Вывести самолет из снижения на нормальную высоту полета. Не допускать превышения непревышаемой скорости,  $v_{NE} = 172$  узла (приборная).

**КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ**

### **3.9 ПРОЧИЕ АВАРИЙНЫЕ СИТУАЦИИ**

#### **3.9.1 ОБЛЕДЕНЕНИЕ**

##### Непреднамеренное попадание в зону обледенения

1. Покинуть зону обледенения (изменив высоту полета или развернув самолет для возврата в зону с более высокой температурой).
2. Обогрев ППД.....ON (вкл.)
3. Обогрев кабины .....ON (вкл.)
4. Вентиляция кабины .....DEFROST (оттаивание)
5. РУД.....увеличить мощность, периодически изменять мощность для предотвращения обледенения лопастей воздушного винта
6. ALTERNATE AIR (подача воздуха из резервного источника) .....OPEN (откр.)
7. Аварийные окна .....открыть при необходимости

#### **ВНИМАНИЕ**

Обледенение ведет к снижению скорости сваливания.

8. Диспетчер УВД.....известить, если ожидается возникновение аварийной ситуации

#### **ВНИМАНИЕ**

При отказе обогрева ППД подготовиться к отказу указателя воздушной скорости.

**КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ**

Стр. 3 - 46	Ред. 1      15 марта 2011 г.	Док. № 6.01.15-Е
-------------	------------------------------	------------------

**3.9.2 ПОДОЗРЕНИЕ НА НАЛИЧИЕ ОКСИ УГЛЕРОДА В АТМОСФЕРЕ КАБИНЫ**

Оксись углерода (СО) представляет собой газ, образующийся в процессе горения. Окись углерода токсична и не имеет запаха. Тем не менее, поскольку она обычно попадает в кабину вместе с выхлопными газами, ее присутствие можно определить. Большая концентрация окиси углерода в замкнутом пространстве может быть смертельной. Появление окиси углерода в кабине возможно только в результате какого-либо дефекта. При появлении в кабине запаха, похожего на запах выхлопных газов, необходимо принять следующие меры:

CABIN HEAT (обогрев кабины).....OFF (выкл.)

Вентиляция.....открыть

Аварийные окна.....открыть

Передняя часть фонаря .....снять с замков, сдвинуть вверх  
и зафиксировать в положении «зазор для охлаждения»

**ВНИМАНИЕ**

Максимальная продемонстрированная воздушная скорость при открытой передней части фонаря в полете составляет 117 узлов (приборная).

**ПРИМЕЧАНИЕ**

В случае подозрения на наличие окиси углерода в атмосфере кабины переднюю часть фонаря кабины можно снять с замков во время полета. Это позволит частично открыть фонарь для улучшения вентиляции. Фонарь останется открытым в этом положении. Влияние на пилотажные характеристики незначительно.

**КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ**

Док. № 6.01.15-Е	Ред. 1	15 марта 2011 г.	Стр. 3 - 47
------------------	--------	------------------	-------------

### **3.9.3 НЕ ЗАПЕРТЫ ДВЕРИ**

Воздушная скорость.....немедленно уменьшить

Фонарь .....визуально проверить, убедиться, что закрыт

Задняя дверь .....визуально проверить, убедиться, что закрыта

#### **Не заперт фонарь**

Воздушная скорость.....менее 140 узлов (приборная)

Совершить посадку на ближайшем пригодном для этого аэродроме.

### **КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ**

#### **Не заперта задняя дверь**

4. Воздушная скорость.....менее 140 узлов (приборная)

5. Совершить посадку на ближайшем пригодном для этого аэродроме

### **ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ**

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

### **ПРИМЕЧАНИЕ**

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

### **КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ**

Стр. 3 - 48	Ред. 1	15 марта 2011 г.	Док. № 6.01.15-Е
-------------	--------	------------------	------------------

## РАЗДЕЛ 4А

### НОРМАЛЬНАЯ ЭКСПЛУАТАЦИЯ

	Стр.
4А.1 ВВЕДЕНИЕ.....	4А-2
4А.2 ВОЗДУШНАЯ СКОРОСТЬ ПРИ НОРМАЛЬНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ.....	4А-2
4А.3 ПИЛОТАЖНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ.....	4А-3
4А.4 ЕЖЕДНЕВНАЯ ПРОВЕРКА .....	4А-3
4А.5 КОНТРОЛЬНЫЕ КАРТЫ ДЕЙСТВИЙ ПРИ НОРМАЛЬНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ.....	4А-4
4А.5.1 ПРЕДПОЛЕТНАЯ ПРОВЕРКА .....	4А-4
4А.5.2 ПЕРЕД ЗАПУСКОМ ДВИГАТЕЛЯ .....	4А-12
4А.5.3 ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЯ .....	4А-14
4А.5.4 ПЕРЕД РУЛЕНИЕМ .....	4А-17
4А.5.5 РУЛЕНИЕ.....	4А-19
4А.5.6 ПЕРЕД ВЗЛЕТОМ .....	4А-20
4А.5.7 ВЗЛЕТ .....	4А-25
4А.5.8 НАБОР ВЫСОТЫ.....	4А-27
4А.5.9 КРЕЙСЕРСКИЙ ПОЛЕТ .....	4А-28
4А.5.10 ПЕРЕКАЧКА ТОПЛИВА .....	4А-29
4А.5.11 СНИЖЕНИЕ .....	4А-30
4А.5.12 ЗАХОД НА ПОСАДКУ И ПОСАДКА .....	4А-31
4А.5.13 УХОД НА ВТОРОЙ КРУГ .....	4А-33
4А.5.14 ПОСЛЕ ПОСАДКИ.....	4А-34
4А.5.15 ОСТАНОВКА ДВИГАТЕЛЯ .....	4А-35
4А.5.16 ПОСЛЕПОЛЕТНАЯ ПРОВЕРКА.....	4А-36
4А.5.17 ПОСТАНОВКА НА СТОЯНКУ .....	4А-36
4А.5.18 ПОЛЕТ В УСЛОВИЯХ ДОЖДЯ .....	4А-37
4А.5.19 ЗАПРАВКА ТОПЛИВОМ .....	4А-37
4А.5.20 ПОЛЕТ НА БОЛЬШОЙ ВЫСОТЕ .....	4А-37

## 4A.1 ВВЕДЕНИЕ

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

## 4A.2 ВОЗДУШНАЯ СКОРОСТЬ ПРИ НОРМАЛЬНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

### ПРИМЕЧАНИЕ

Во всех таблицах воздушной скорости в следующих разделах изменение скорости при изменении массы происходит по линейному закону.

Полетная масса	940 кг (2072 фунта)	1080 кг (2381 фунт)	1280 кг (2822 фунта)
Воздушная скорость в момент подъема носовой опоры шасси (разбег при взлете, $v_R$ ) (закрылки в положении Т/О (взлет))	56 узлов (приборная)	60 узлов (приборная)	67 узлов (приборная)
Воздушная скорость для набора высоты при взлете (наивыгоднейшая скорость $v_Y$ ) (закрылки в положении Т/О (взлет))	72 узла (приборная)	72 узла (приборная)	72 узла (приборная)
Воздушная скорость для набора высоты в крейсерском полете (закрылки убраны)	88 узлов (приборная)	88 узлов (приборная)	88 узлов (приборная)

Полетная масса	940 кг (2072 фунта)	1080 кг (2381 фунт)	1216 кг (2681 фунт)
Скорость захода на посадку при нормальной посадке (закрылки в положении LDG (посадка))	66 узлов (приборная)	72 узла (приборная)	76 узлов (приборная)
Минимальная скорость при уходе на второй круг (закрылки в положении Т/О (взлет))	72 узла (приборная)	72 узла (приборная)	72 узла (приборная)

### **4A.3 ПИЛОТАЖНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ**

Управление самолетом DA 40 NG осуществляется «при помощи педалей». Это означает, что координированность полета на всех этапах и во всех конфигурациях обеспечивается согласованным воздействием на руль направления и элероны.

### **4A.4 ЕЖЕДНЕВНАЯ ПРОВЕРКА**

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

- Осмотр фонаря и задней двери на наличие трещин и крупных царапин (по состоянию).
- Осмотр ручек фонаря и узлов навески задней двери (по состоянию).
- Визуальный осмотр стопорных болтов на правильность перемещения и отсутствие зазоров.
- Визуальный осмотр механизма замка задней двери.
- Проверка давления в пневматиках: колеса основных опор шасси: 3,3 бар (48 фунтов/кв. дюйм)  
колесо носовой опоры шасси: 3,1 бар (45 фунтов/кв. дюйм)
- Визуальный осмотр обтекателя воздушного винта и элементов его крепления (включая винты).

## **4A.5 КОНТРОЛЬНЫЕ КАРТЫ ДЕЙСТВИЙ ПРИ НОРМАЛЬНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ**

### **4A.5.1 ПРЕПОЛЕТНАЯ ПРОВЕРКА**

#### **I. Проверка в кабине**

- a) Метеоданные, навигационные данные, вес и центровка..... планирование полета  
завершено
- b) Самолетная документация ..... в полном комплекте, обновлена до последней  
редакции
- c) ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования) ..... OFF (выкл.),  
вынуть ключ
- d) ENGINE MASTER (главный выключатель двигателя) ..... убедиться, что находится в  
положении OFF (выкл.)
- e) Переключатель VOTER (переключатель блоков управления двигателем) ..... убедиться,  
что в положении AUTO (автоматически)
- f) Топливный кран ..... застопорен в положении NORMAL (нормальное  
положение)
- g) Передняя часть фонаря и задняя дверь чистые, без повреждений, проверить работу  
механизма стопорения
- h) Все электрооборудование ..... выключено
- i) Предохранители ..... убедиться, что все предохранители замкнуты  
(если некоторые предохранители разомкнуты,  
установить причину)
- j) РУД ..... проверить состояние, убедиться в  
беспрепятственном перемещении до упора  
в обоих направлениях и регулировку усилия
- к) РУД ..... в положение IDLE (малый газ)
- l) ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования) ..... ON (вкл.)
- m) Количество топлива ..... проверить, пользуясь резервным средством  
измерения

### **ПРИМЕЧАНИЕ**

Если количество топлива по показаниям топливомера равно 14 ам. галл, необходимо определить фактическое количество топлива с использованием резервного средства измерения. Если фактическое количество топлива с использованием резервных средств не определено, при планировании полета количество топлива принять равным 14 ам. галл.

### **СМ. ПРОДОЛЖЕНИЕ**

Стр. 4А - 4	Ред. 1	15 марта 2011 г.	Док. № 6.01.15-Е
-------------	--------	------------------	------------------



- n) Аэронавигационные огни, проблесковые огни (проблесковый световой маяк) .....убедиться, что выключены
- o) Рулевая фара, посадочная фара .....убедиться, что выключены
- p) ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования) ..... установить в положение OFF (выкл.)
- q) Посторонние предметы .....убедиться в отсутствии
- r) Органы управления и триммеры .....убедиться в беспрепятственном и правильном перемещении
- s) Багаж .....размещен на месте и закреплён
- t) Аварийный топор (при наличии) .....на месте и закреплён

**КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ**

II. Осмотр по маршруту, визуальный осмотр**ВНИМАНИЕ**

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

**ВНИМАНИЕ**

При низкой температуре окружающего воздуха самолет необходимо полностью очистить от льда, снега и тому подобных образований.

**ВНИМАНИЕ**

Перед полетом необходимо демонтировать такие детали, как стопор рулевых поверхностей, крышку ППД, буксировочное водило и т.д.

**1. Левая основная опора шасси:**

- a) Стойка или обтекатель шасси (при наличии).... визуальный осмотр
- b) Износ и глубина протектора пневматика..... проверить
- c) Пневматик, колесо, тормоз..... визуальный осмотр
- d) Тормоза..... проверить на наличие течи
- e) Метки проскальзывания на пневматиках ..... визуальный осмотр
- f) Колодки ..... убрать

**СМ. ПРОДОЛЖЕНИЕ**

Стр. 4А - 6	Ред. 1	15 марта 2011 г.	Док. № 6.01.15-Е
-------------	--------	------------------	------------------

2. *Левое крыло:*

- a) Вся поверхность крыла ..... визуальный осмотр
- b) Ступенька ..... визуальный осмотр
- c) Воздухозаборник на нижней поверхности... визуальный осмотр
- d) Заслонка воздухозаборника на нижней поверхности крыла для эксплуатации в зимних условиях (при ее наличии) ..... определить необходимость снятия в зависимости от температуры наружного воздуха и проверить правильность установки
- e) Отверстия на нижней поверхности ..... проверить на наличие посторонних предметов и следов топлива (при заполненном баке топливо может выливаться через вентиляционное отверстие бака)
- f) Сливной кран топливного бака ..... слить топливо для проверки на наличие воды и осадка (сливать до тех пор, пока не прекратится поступление воды и осадка)
- g) Система предупреждения о сваливании..... проверить работу (путем откачивания воздуха)
- h) Заливная горловина бака ..... убедиться, что закрыта (для проверки количества пользоваться резервными средствами)
- i) Выпускное воздушное отверстие бака на нижней поверхности визуальный осмотр
- j) Приемник полного давления ..... чистый, отверстие не засорено, закреплен надежно (отсутствуют ослабленные и выпавшие винты)
- k) Посадочная и рулевая фары ..... визуальный осмотр
- l) Законцовка крыла ..... визуальный осмотр
- m) Аэронавигационный огонь, проблесковый огонь (проблесковый световой маяк) ..... визуальный осмотр
- n) Узел швартовки ..... проверить, очистить
- o) 2 планки срыва потока на крыле ..... визуальный осмотр
- p) Элерон и тяга ..... визуальный осмотр
- q) Узлы навески и стопорный штифт элерона ..... визуальный осмотр

**СМ. ПРОДОЛЖЕНИЕ**

Док. № 6.01.15-Е	Ред. 1	15 марта 2011 г.	Стр. 4А - 7
------------------	--------	------------------	-------------

- г) Посторонние предметы в механизме элерона ..... визуальный осмотр
- с) Триммер ..... визуальный осмотр
- т) Закрылок и тяга ..... визуальный осмотр
- у) Узлы навески и стопорный штифт закрывка ..... визуальный осмотр
- в) Статический разрядник ..... визуальный осмотр
- w) Впускная заслонка топливного радиатора (при наличии) ..... убедиться, что при ее  
 использовании  
 допустимо при данной  
 температуре наружного  
 воздуха
- x) Впускная заслонка топливного радиатора (при наличии) ..... проверить правильность  
 установки, убедиться  
 в отсутствии видимых  
 повреждений

### 3. Фюзеляж, левая сторона:

- а) Фонарь, левая сторона ..... визуальный осмотр
- б) Замок двери (при наличии) ..... отпереть, ключ вынуть
- с) Задняя дверь и окно кабины ..... визуальный осмотр
- д) Обшивка фюзеляжа ..... визуальный осмотр
- е) Антенны ..... визуальный осмотр
- ф) Приемник статического давления ..... проверить на предмет засорения

### 4. Хвостовое оперение:

- а) Стабилизаторы и рулевые поверхности ..... визуальный осмотр
- б) Узлы навески ..... визуальный осмотр
- с) Триммер руля высоты ..... визуальный осмотр, проверить перемещение  
 и наличие контрольной проволоки
- д) Триммер руля направления ..... визуальный осмотр
- е) Узел швартовки ..... проверить, очистить
- ф) Хвостовой костыль и нижняя часть киля ..... визуальный осмотр
- г) Статические разрядники ..... визуальный осмотр

**СМ. ПРОДОЛЖЕНИЕ**

Стр. 4А - 8	Ред. 1	15 марта 2011 г.	Док. № 6.01.15-Е
-------------	--------	------------------	------------------

**5. Фюзеляж, правая сторона:**

- a) Обшивка фюзеляжа ..... визуальный осмотр
- b) Приемник статического давления ..... проверить на предмет засорения
- c) Заднее окно..... визуальный осмотр
- d) Фонарь, правая сторона..... визуальный осмотр

**6. Правое крыло:**

- a) Закрылок и тяга .....визуальный осмотр
- b) Узлы навески и стопорный штифт закрывка визуальный осмотр
- c) Элерон и тяга.....визуальный осмотр
- d) Узлы навески и стопорный штифт элерона ..... визуальный осмотр
- e) Посторонние предметы в механизме элерона ..... визуальный осмотр
- f) Законцовка крыла.....визуальный осмотр
- g) Аэронавигационный огонь, проблесковый огонь (проблесковый световой маяк)  
.....визуальный осмотр
- h) Узел швартовки .....проверить, очистить
- i) Вся поверхность крыла .....визуальный осмотр
- j) 2 планки срыва потока на крыле.....визуальный осмотр
- k) Выпускное воздушное отверстие бака на нижней поверхности.....визуальный осмотр
- l) Заливная горловина бака .....визуальный осмотр (для проверки количества  
пользоваться резервными средствами)
- m) Отверстия на нижней поверхности.....проверить на наличие посторонних предметов  
и следов топлива (при заполненном баке  
топливо может выливаться через  
вентиляционное отверстие бака)
- n) Сливной кран топливного бака .....слить топливо для проверки на наличие воды  
и осадка (сливать до тех пор, пока не  
прекратится поступление воды и осадка)
- o) Ступенька.....визуальный осмотр
- p) Статический разрядник.....визуальный осмотр

**СМ. ПРОДОЛЖЕНИЕ**

Док. № 6.01.15-Е	Ред. 1	15 марта 2011 г.	Стр. 4А - 9
------------------	--------	------------------	-------------

**7. Правая основная опора шасси:**

- a) Стойка или обтекатель шасси (при наличии)..... визуальный осмотр
- b) Износ и глубина протектора пневматиков..... проверить
- c) Пневматик, колесо, тормоз..... визуальный осмотр
- d) Тормоза..... проверить на наличие течи
- e) Метки проскальзывания на пневматиках..... визуальный осмотр
- f) Колодки..... убрать

**8. Носовая часть фюзеляжа:**

- a) Уровень масла в маслосистеме двигателя..... проверить мерной линейкой (через смотровой люк с левой стороны)
- b) Уровень масла в редукторе..... проверить визуально (через смотровой люк с левой стороны)
- c) Капот..... визуальный осмотр
- d) 4 воздухозаборника с передней стороны капота..... осмотреть
- e) 2 воздухозаборника с правой стороны фюзеляжа и на капоте.....осмотреть
- f) 1 воздухозаборник с левой стороны фюзеляжа..... осмотреть
- g) Воздушный винт..... визуальный осмотр

**ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ**

Категорически запрещается проворачивать воздушный винт рукой.

- f) Обтекатель воздушного винта с винтами крепления .... визуальный осмотр
- g) Стойка носовой опоры шасси.....визуальный осмотр
- h) Узел швартовки (при наличии).....проверить, очистить
- i) Пневматик и колесо .....визуальный осмотр, проверить метки проскальзывания

**СМ. ПРОДОЛЖЕНИЕ**

Стр. 4А - 10	Ред. 1	15 марта 2011 г.	Док. № 6.01.15-Е
--------------	--------	------------------	------------------

- j) Износ и глубина протектора пневматика.....проверить
- k) Обтекатель колеса (при наличии).....визуальный осмотр
- l) Буксировочное водило .....убрано
- m) Колодки .....убрать
- n) Выхлопная труба .....визуальный осмотр

### ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

При прикосновении к горячей выхлопной трубе возможны ожоги.

*Нижняя сторона:*

- p) Антенны.....визуальный осмотр
- q) Отстойник.....потянув вниз, слить топливо для проверки на наличие воды и осадка (сливать до тех пор, пока не прекратится поступление воды и осадка)
- r) Продувочные трубки .....проверить на предмет засорения
- s) Нижняя сторона фюзеляжа .....проверить на предмет чрезмерного загрязнения, особенно маслом, топливом и другими жидкостями

**КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ**

**4A.5.2 ПЕРЕД ЗАПУСКОМ ДВИГАТЕЛЯ**

1. Предполетная проверка .....выполнить
2. Педали руля направления.....отрегулированы и зафиксированы
3. Пассажиры .....проинструктированы
4. Привязные ремни .....все ремни застегнуты
5. Задняя дверь .....закрыта и заперта
6. Замок двери (при наличии).....отпереть, ключ вынуть
7. Передняя часть фонаря .....в положении 1 или 2 («зазор для охлаждения»)
8. Замок фонаря (при наличии).....отпереть, ключ вынуть

**ВНИМАНИЕ**

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

**ПРИМЕЧАНИЕ**

Для облегчения поворота ручки можно слегка прижать фонарь вниз.

9. Стояночный тормоз .....затянут
10. Органы управления .....беспрепятственное перемещение
11. Колесо управления триммером .....в положении T/O (взлет)
12. РУД .....убедиться, что в положении IDLE (малый газ)
13. Фрикционное устройство на рычаге управления двигателем ..... отрегулировано
14. Рычаг ALTERNATE AIR (подача воздуха из резервного источника) ..... убедиться, что находится в положении CLOSED (закр.)
15. Кран резервного приемника статического давления ..... убедиться, что находится в положении CLOSED (закр.)

**СМ. ПРОДОЛЖЕНИЕ**

Стр. 4А - 12	Ред. 1	15 марта 2011 г.	Док. № 6.01.15-Е
--------------	--------	------------------	------------------



16. Переключатель VOTER (переключатель блоков управления двигателем) ..... убедиться, что в положении AUTO (автоматически)
17. Топливные насосы ..... убедиться, что выключены
18. AVIONIC MASTER (главный выключатель БРЭО)..... убедиться, что находится в положении OFF (выкл.)
19. ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования)..... ON (вкл.)
20. Комплекс G1000 (если он установлен) ..... дождаться завершения процедуры включения. Для подтверждения нажать кнопку ENT на многофункциональном индикаторе (MFD)

### ПРИМЕЧАНИЕ

На самолетах, оснащенных комплексом БРЭО G1000, индикация приборов контроля двигателя на многофункциональном индикаторе (MFD) появляется только после выполнения п. 20.

21. Панель сигнализации White Wire (если она установлена)..... проверить сигнализацию и нажать кнопку подтверждения
22. *Предупредительный сигнализатор* COOL LVL (уровень охлаждающей жидкости) на экране комплекса G1000 (если он установлен) или WATERLEV (уровень охлаждающей жидкости) на вспомогательном индикаторе параметров двигателя (SED) (если он установлен)..... убедиться, что НЕ ГОРИТ
23. Температура топлива ..... проверить

### ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

Категорически запрещается проворачивать воздушный винт рукой.

### КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ

Док. № 6.01.15-Е	Ред. 1	15 марта 2011 г.	Стр. 4А - 13
------------------	--------	------------------	--------------

**4A.5.3 ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЯ****ВНИМАНИЕ**

Не допускать работы двигателя стартера в течение более 10 секунд. Это может привести к его перегреву.

Если после запуска двигателя и отпускания ключа запуска загорается сигнализатор STARTER (стартер) на экране комплекса G1000 (если он установлен) или START (стартер) на панели сигнализации White Wire (если она установлена), перевести выключатель ENGINE MASTER (главный выключатель двигателя) в положение OFF (выкл.) и установить причину загорания сигнализатора.

**ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ**

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

**ПРИМЕЧАНИЕ**

При низкой температуре окружающего воздуха запуск двигателя с первой попытки может оказаться невозможным. В этом случае перед повторным запуском необходимо подождать 60 секунд.

1. Проблесковые огни (проблесковые световые маяки) ..... включить
2. ENGINE MASTER (главный выключатель двигателя) ..... установить в положение ON (вкл.)

**СМ. ПРОДОЛЖЕНИЕ**

Стр. 4А - 14	Ред. 1	15 марта 2011 г.	Док. № 6.01.15-Е
--------------	--------	------------------	------------------

3. Сигнализаторы / GLOW ON (включена свеча накаливания двигателя) (для самолетов, оснащенных комплексом G1000) или GLOW (свеча накаливания) (для самолетов, оснащенных панелью сигнализации White Wire)..... убедиться, что ГОРЯТ

### ПРИМЕЧАНИЕ

Сигнализатор GLOW ON (включена свеча накаливания двигателя) (для самолетов, оснащенных комплексом G1000) или GLOW (свеча накаливания) (для самолетов, оснащенных панелью сигнализации White Wire) загорается только при холодном двигателе.

4. Сигнализаторы / индикация параметров двигателя..... проверить

### ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

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

*После погасания сигнализатора GLOW ON (включена свеча накаливания двигателя) (для самолетов, оснащенных комплексом G1000) или GLOW (свеча накаливания) (для самолетов, оснащенных панелью сигнализации White Wire):*

5. КЛЮЧ ЗАПУСКА .....привести в положение START (запуск) / после запуска двигателя отпустить ключ
6. Сигнализаторы / индикация параметров двигателя убедиться в штатной работе всех приборов и систем
7. Сигнализаторы / STARTER (стартер)  
(для самолетов, оснащенных комплексом G1000) или START (стартер) (для самолетов, оснащенных панелью сигнализации White Wire)..... убедиться, что НЕ ГОРЯТ

**СМ. ПРОДОЛЖЕНИЕ**

Док. № 6.01.15-Е	Ред. 1	15 марта 2011 г.	Стр. 4А - 15
------------------	--------	------------------	--------------

8. Сигнализаторы / давление масла.....убедиться, что показания в норме
9. Предохранители.....убедиться, что все предохранители замкнуты
10. Обороты двигателя в режиме малого газа ..... проверить, убедиться, что в пределах 710  $\pm$ 30 об/мин (на барометрической высоте более 7000 футов обороты двигателя в режиме МГ могут быть выше)
11. Прогреть двигатель в режиме .....IDLE (малый газ) в течение 2 минут, затем 50 % нагрузки до увеличения: температуры масла до 50°C (122°F) и температуры охлаждающей жидкости до 60°C (140°F)

**КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ**

**4A.5.4 ПЕРЕД РУЛЕНИЕМ**

1. AVIONIC MASTER (главный выключатель БРЭО)..... ON (вкл.)
2. Электрооборудование .....включено по обстоятельствам
3. Пилотажные приборы и БРЭО .....включить все необходимые приборы (оборудование), перевести в нужные режимы
4. Заливающее освещение.....ON (вкл.), проверить работу (по обстановке)
5. Обогрев ППД .....ON (вкл.), проверить сигнализацию и проконтролировать увеличение нагрузки на генератор
6. Обогрев ППД .....OFF (выкл.)
7. Проблесковые огни (проблесковые световые маяки) .....убедиться, что включены
8. Аэронавигационные огни, посадочная и рулевая фары ..... по обстоятельствам

**ВНИМАНИЕ**

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

9. Основной пилотажный индикатор (PFD) (для самолетов с комплексом G1000 и автопилотом GFC 700).....ОТСУТСТВИЕ СИГНАЛИЗАЦИИ АВТОПИЛОТА
10. Звуковой сигнал отключения автопилота (для самолетов с автопилотом GFC 700)  
.....ПРОКОНТРОЛИРОВАТЬ

**СМ. ПРОДОЛЖЕНИЕ**

Док. № 6.01.15-Е	Ред. 1	15 марта 2011 г.	Стр. 4А - 17
------------------	--------	------------------	--------------

**ПРИМЕЧАНИЕ**

На самолетах, оснащенных комплексом G1000 и автопилотом GFC 700, после включения питания система автоматического управления полетом автоматически выполняет предполетную самопроверку, на что указывает загорание белого светового сигнализатора PFT (предполетная проверка) на основном пилотажном индикаторе. После успешного завершения предполетной проверки сигнализатор PFT (предполетная проверка) и красный сигнализатор AFCS (система автоматического управления полетом) гаснут и подается звуковой сигнал отключения автопилота. Если сигнализатор AFCS (система автоматического управления полетом) не гаснет, или при обнаружении отказа в ходе предполетной проверки необходимо прекратить подготовку к полету, найти и устранить неисправность.

11. ЭЛЕКТРОСИСТЕМА РУЧНОГО УПРАВЛЕНИЯ ТРИММЕРОМ — ПРОВЕРИТЬ следующим образом (на самолетах, оснащенных комплексом G1000 и автопилотом GFC 700):  
Нажать кнопку AP DISC (отключение автопилота) и удерживать ее, подавая команды на балансировку. Электросистема ручного управления триммером не должна работать ни в направлении кабрирования, ни в направлении пикирования.
12. АВТОПИЛОТ (на самолетах, оснащенных комплексом G1000 и автопилотом GFC 700)  
.....включить нажатием кнопки AP (автопилот)
13. Выключатель AP DISC (отключение автопилота) (на самолетах, оснащенных комплексом G1000 и автопилотом GFC 700) ..... нажать. Убедиться в отключении автопилота, проконтролировать звуковой сигнал
14. ТРИММЕР .....установить во взлетное положение вручную

**КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ**

Стр. 4А - 18	Ред. 1	15 марта 2011 г.	Док. № 6.01.15-Е
--------------	--------	------------------	------------------

**4A.5.5 РУЛЕНИЕ**

1. Стояночный тормоз.....отпустить
2. Тормоза.....проверить
3. Пилотажные приборы и БРЭО .....проверить правильность показаний
4. Топливные насосы .....убедиться, что выключены

**ВНИМАНИЕ**

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

**КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ**

**4A.5.6 ПЕРЕД ВЗЛЕТОМ**

1. По возможности развернуть самолет против ветра.
2. Стояночный тормоз .....затянут
3. Привязные ремни .....застегнуты
4. Задняя дверь .....закрыта и заперта

**ВНИМАНИЕ**

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

Для облегчения поворота ручки можно слегка прижать фонарь вниз.

5. Передняя часть фонаря .....закрыта и заперта
6. Сигнализатор двери (DOOR OPEN (открытая дверь) (для самолетов, оснащенных комплексом G1000) DOORS (двери) (для самолетов, оснащенных панелью сигнализации White Wire)) .....убедиться, что НЕ ГОРИТ
7. Сигнализация / индикация параметров двигателя..... убедиться в штатной индикации всех приборов и систем (допускается давление масла в желтом секторе при прогревом двигателя и РУД в положении IDLE (малый газ))
8. Предохранители .....убедиться, что замкнуты
9. Триммер тангажа.....привести в положение T/O (взлет)
10. Топливный кран .....убедиться, что находится в положении NORMAL (нормальное положение)
11. Переключатель FLAPS (закрылки) .....проверить работу и индикацию / перевести в положение T/O (взлет)
12. Органы управления .....беспрепятственное перемещение, правильные тактильные ощущения

**СМ. ПРОДОЛЖЕНИЕ**

Стр. 4А - 20	Ред. 1	15 марта 2011 г.	Док. № 6.01.15-Е
--------------	--------	------------------	------------------



13. Обогрев ППД .....ON (вкл.) (при необходимости)
14. Посадочная фара .....ON (вкл.) (при необходимости)

*Порядок проверки блоков управления двигателем / топливного насоса:*

### ВНИМАНИЕ

Если сигнализатор ECU A/B FAIL (неисправность блока управления A/B) (для самолетов, оснащенных комплексом G1000) или ECU A/B (блок управления A/B) (для самолетов, оснащенных панелью сигнализации White Wire) не горит в ходе проверки, это указывает на неисправность системы управления двигателем. Прекратить подготовку к полету.

Вся процедура проверки должна завершиться без каких-либо ошибок (после завершения проверки сигнализатор ECU A/B FAIL (неисправность блока управления A/B) (для самолетов, оснащенных комплексом G1000) или ECU A/B (блок управления A/B) (для самолетов, оснащенных панелью сигнализации White Wire) гореть не должен). Если процедура проверки прерывается и выдается сигнал об ошибке (продолжает гореть сигнализатор ECU A/B FAIL (неисправность блока управления A/B), или оба этих сигнализатора на основном пилотажном индикаторе (для самолетов, оснащенных комплексом G1000), или сигнализатор ECU A/B (блок управления A/B) на панели сигнализации White Wire (для самолетов, оснащенных этой панелью)), следует прекратить подготовку к полету, даже если двигатель после завершения проверки работает без перебоев.

### ВНИМАНИЕ

В ходе проверки двигатель развивает тягу, поэтому должен быть затянута стояночный тормоз.

**СМ. ПРОДОЛЖЕНИЕ**

Док. № 6.01.15-Е	Ред. 1	15 марта 2011 г.	Стр. 4А - 21
------------------	--------	------------------	--------------

### ПРИМЕЧАНИЕ

Перед началом проверки температура масла двигателя должна находиться в пределах зеленого сектора. При отпускании кнопки ECU TEST (проверка блока управления двигателем) или изменении положения РУД до завершения проверки процедура проверки прерывается. В ходе следующей проверки блоков управления двигателем и топливных насосов возможна вибрация двигателя.

1. РУД .....в положение IDLE (малый газ)
2. Частота вращения воздушного винта .....убедиться, что ниже 1000 об/мин
3. Топливные насосы.....убедиться, что выключены
4. Переключатель VOTER (переключатель блоков управления двигателем) .....убедиться, что в положении AUTO (автоматически)

### ПРИМЕЧАНИЕ

Если переключатель VOTER (переключатель блоков управления двигателем) не установлен в положение AUTO (автоматически), запуск проверки блока управления двигателем не происходит.

5. Показания всех термометров двигателя .убедиться, что в зеленом секторе
6. Стояночный тормоз .....убедиться, что затянут
7. Кнопка ECU TEST (кнопка проверки блоков управления двигателем) ..... нажать и удерживать

### ПРИМЕЧАНИЕ

Проверка блока управления двигателем выполняется в следующем порядке: частота вращения воздушного винта увеличивается свыше 1900 об/мин, затем немного уменьшается, снова увеличивается и возвращается к уровню, соответствующему режиму малого газа. После этого происходит переключение на другой блок управления двигателем, и проверка повторяется. После завершения проверки управление двигателем возвращается на первоначально выбранный блок управления. При переключении между блоками управления возможна небольшая вибрация двигателя.

### СМ. ПРОДОЛЖЕНИЕ

Стр. 4А - 22	Ред. 1	15 марта 2011 г.	Док. № 6.01.15-Е
--------------	--------	------------------	------------------

8. Сигнализаторы ECU A/B FAIL (неисправность блока управления A/B) (для самолетов, оснащенных комплексом G1000) или ECU A/B (блок управления A/B) (для самолетов, оснащенных панелью сигнализации White Wire).....убедиться, что оба сигнализатора не горят

Проверка завершена.

9. Кнопка ECU TEST (проверка блока управления двигателем)      отпустить

### ПРИМЕЧАНИЕ

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

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

### ВНИМАНИЕ

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

### СМ. ПРОДОЛЖЕНИЕ

Док. № 6.01.15-Е	Ред. 1	15 марта 2011 г.	Стр. 4А - 23
------------------	--------	------------------	--------------

*Проверка имеющейся мощности:*

1. РУД .....установить в положение MAX (максимум) на 10 секунд
2. Сигнализация .....убедиться в штатной индикации всех приборов и систем
3. Приборы .....убедиться в штатной работе приборов
4. Обороты двигателя .....стабилизируются в диапазоне от 2200 до 2300 об/мин
5. Индикатор LOAD (нагрузка) .....стабилизируется в диапазоне от 88 до 100 %

**ВНИМАНИЕ**

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

Высота [футы]	Температура наружного воздуха								
	-35°C -31°F	-20°C -4°F	-10°C 14°F	0°C 32°F	10°C 50°F	20°C 68°F	30°C 86°F	40°C 104°F	50°C 122°F
0	96 %						95 %	92 %	90 %
2000							95 %	92 %	
4000							95 %	92 %	
6000							95 %	92 %	
8000						95 %	94 %	91 %	
10 000				94 %	93 %	91 %	88 %		

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

**ПРИМЕЧАНИЕ**

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

8. Топливные насосы .....включить
9. Стояночный тормоз .....отпустить

**КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ**

Стр. 4А - 24	Ред. 1	15 марта 2011 г.	Док. № 6.01.15-Е
--------------	--------	------------------	------------------

**4A.5.7 ВЗЛЕТ****Нормальный взлет**

1. Ответчик .....по обстоятельствам
2. РУД .....в положении MAX (максимум)

**ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ**

На начальном этапе взлета необходимо убедиться в правильной работе двигателя в режиме максимальной тяги (MAX), чтобы при необходимости прервать взлет.

3. Руль высоты.....в нейтральном положении
4. Руль направления.....выдерживать направление

**ПРИМЕЧАНИЕ**

При сильном боковом ветре для улучшения управления можно пользоваться ножными тормозами. Необходимо отметить, что это ведет к увеличению длины разбега при взлете, поэтому пользования ножными тормозами следует избегать.

**ПРИМЕЧАНИЕ**

При взлете с аэродрома с мягким покрытием во время разбега сдерживать силу сопротивления, действующую на руль высоты, до отрыва колеса носовой опоры. После отрыва увеличить скорость до скорости первоначального этапа набора высоты.

5. Отрыв колеса носовой опоры (vR) .....см. следующую таблицу:

940 кг (2072 фунта)	1000 кг (2205 фунтов)	1100 кг (2425 фунтов)	1200 кг (2646 фунтов)	1280 кг (2822 фунта)
56 узлов (приборная)	58 узлов (приборная)	61 узел (приборная)	64 узла (приборная)	67 узлов (приборная)

**СМ. ПРОДОЛЖЕНИЕ**

Док. № 6.01.15-Е	Ред. 1	15 марта 2011 г.	Стр. 4А - 25
------------------	--------	------------------	--------------

**ПРИМЕЧАНИЕ**

При взлете в условиях бокового ветра, с ВПП без искусственного покрытия и при порывистом ветре возможно самопроизвольное срабатывание сигнализации предупреждения сваливания.

6. Воздушная скорость для начала набора высоты см. следующую таблицу:

940 кг (2072 фунта)	1000 кг (2205 фунтов)	1100 кг (2425 фунтов)	1200 кг (2646 фунтов)	1280 кг (2822 фунта)
62 узла (приборная)	65 узлов (приборная)	67 узлов (приборная)	70 узлов (приборная)	72 узла (приборная)

*После достижения безопасной высоты:*

7. Посадочная фара .....выключить
8. Топливные насосы.....выключить
9. РУД .....уменьшить установку мощности до 92 %

**КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ**

**4A.5.8 НАБОР ВЫСОТЫ**Набор высоты при взлете

1. Закрылки.....установить в положение Т/О (взлет)
2. Воздушная скорость .....72 узла (приборная)
3. РУД .....нагрузка 92 %, или не более 2100 об/мин
4. Сигнализаторы / индикация параметров двигателя ..... контролировать
5. Руль направления.....по обстоятельствам

**ВНИМАНИЕ**

При повышении температуры масла и (или) температуры охлаждающей жидкости во время набора высоты до желтого сектора полет продолжать с воздушной скоростью, увеличенной на 5 узлов, и мощностью, уменьшенной на 10 % (уменьшить скорость набора высоты), для улучшения охлаждения двигателя.

**ПРИМЕЧАНИЕ**

Работа при температуре редуктора в критическом диапазоне допускается, однако продолжительная работа не рекомендуется.

**КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ**Набор высоты в крейсерском режиме

1. Закрылки.....УБРАТЬ
2. Воздушная скорость .....88 узлов (приборная)
3. РУД .....нагрузка 92 %, или не более 2100 об/мин
4. Сигнализаторы / индикация параметров двигателя ..... контролировать
5. Руль направления.....по обстоятельствам

**КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ**

Док. № 6.01.15-Е	Ред. 1	15 марта 2011 г.	Стр. 4А - 27
------------------	--------	------------------	--------------

**4A.5.9 КРЕЙСЕРСКИЙ ПОЛЕТ**

1. Закрылки.....УБРАТЬ
2. РУД .....нагрузка до 92 %, или не более 2100 об/мин
3. Балансировка .....по обстоятельствам
4. Перекачка топлива .....повторять по обстоятельствам (в соответствии с разделом 4A.5.10 «ПЕРЕКАЧКА ТОПЛИВА»)

**ПРИМЕЧАНИЕ**

Рекомендованное изготовителем двигателя значение мощности составляет 75 %.

**ПРИМЕЧАНИЕ**

Необходимо контролировать работу насоса перекачки топлива по показаниям топливомера (увеличение количества в ОСНОВНОМ баке, уменьшение в РЕЗЕРВНОМ баке со скоростью около 1 ам. галл в минуту).

**КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ**



**4А.5.10 ПЕРЕКАЧКА ТОПЛИВА****ВНИМАНИЕ**

При нормальной работе забор топлива осуществляется только из основного бака. По этой причине топливо из резервного бака необходимо перекачивать в основной бак вручную включением насоса перекачки топлива. Перекачка топлива происходит со скоростью около 60 ам. галл/ч (227 л/ч).

1. Переключатель FUEL TRANSFER (перекачка топлива).....установить в положение ON (вкл.)

**ПРИМЕЧАНИЕ**

Насос перекачки топлива выключается автоматически во избежание переполнения основного бака. Переключатель остается в установленном положении. Если насос не выключить вручную, перекачка топлива при снижении уровня топлива в основном баке возобновляется до тех пор, пока в резервном баке имеется топливо. Сигнализатор перекачки топлива горит только во время работы насоса.

2. Переключатель FUEL TRANSFER (перекачка топлива).....установить в положение OFF (выкл.) (при необходимости)

**ПРИМЕЧАНИЕ**

Если сигнализатор перекачки топлива начинает мигать, насос перекачки топлива необходимо отключить.

**КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ**

Док. № 6.01.15-Е	Ред. 1	15 марта 2011 г.	Стр. 4А - 29
------------------	--------	------------------	--------------

#### **4A.5.11 СНИЖЕНИЕ**

1. РУД .....по обстоятельствам
2. Воздушная скорость .....по обстоятельствам
3. Балансировка .....по обстоятельствам
4. Сигнализаторы / индикация параметров двигателя .....контролировать

**КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ**

**4А.5.12 ЗАХОД И ПОСАДКА***Заход на посадку:***ПРИМЕЧАНИЕ**

Если посадочная масса самолета превышает 1216 кг (2681 фунт), посадка считается нештатной эксплуатационной процедурой. См. в раздел 4В.7 «ПОСАДКА С ВЫСОКОЙ ПОСАДОЧНОЙ МАССОЙ».

1. Привязные ремни .....застегнуты и затянуты
2. Органы управления .....отсутствие посторонних предметов в зоне перемещения
3. Посадочная фара .....по обстоятельствам
4. Топливные насосы.....включить
5. Стояночный тормоз .....убедиться, что отпущен
6. Балансировка.....по обстоятельствам

*Перед посадкой:*

7. Воздушная скорость .....см. следующую таблицу:

Закрылки	940 кг (2072 фунта)	1000 кг (2205 фунтов)	1080 кг (2381 фунт)	1160 кг (2557 фунтов)	1216 кг (2681 фунт)
T/O (взлет)	68 узлов (приборная)	70 узлов (приборная)	73 узла (приборная)	76 узлов (приборная)	77 узлов (приборная)
LDG (посадка)	66 узлов (приборная)	69 узлов (приборная)	72 узла (приборная)	74 узла (приборная)	76 узлов (приборная)

8. ЗАКРЫЛКИ .....по обстоятельствам
9. РУД .....по обстоятельствам
10. Балансировка.....по обстоятельствам

**СМ. ПРОДОЛЖЕНИЕ**

Док. № 6.01.15-Е	Ред. 1	15 марта 2011 г.	Стр. 4А - 31
------------------	--------	------------------	--------------

11. Скорость на конечном этапе захода на посадку ..... см. следующую таблицу:

Закрылки	940 кг (2072 фунта)	1000 кг (2205 фунтов)	1080 кг (2381 фунт)	1160 кг (2557 фунтов)	1216 кг (2681 фунт)
LDG (посадка)	66 узлов (приборная)	69 узлов (приборная)	72 узла (приборная)	74 узла (приборная)	76 узлов (приборная)

### ПРИМЕЧАНИЕ

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

### ВНИМАНИЕ

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

**КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ**

**4А.5.13 УХОД НА ВТОРОЙ КРУГ**

1. РУД .....в положении MAX (максимум)
2. Воздушная скорость .....72 узла (приборная)
3. Закрылки.....установить в положение T/O (взлет)

*После достижения безопасной высоты:*

4. Воздушная скорость .....88 узлов (приборная)
5. Закрылки.....УБРАТЬ

**КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ**

**4A.5.14 ПОСЛЕ ПОСАДКИ**

1. РУД .....в положение IDLE (малый газ)
2. Тормоза .....по обстоятельствам
3. Ответчик .....OFF (выкл.) / STBY (ожидание)
4. Обогрев ППД .....OFF (выкл.)
5. БРЭО .....по обстоятельствам
6. Светотехническое оборудование .....по обстоятельствам
7. Закрылки.....УБРАТЬ
8. Топливные насосы.....ВЫКЛЮЧИТЬ

**КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ**

**4A.5.15 ОСТАНОВКА ДВИГАТЕЛЯ**

1. Стояночный тормоз .....затянут
2. РУД .....перевести в положение не более 10 % на 1 минуту
3. Индикация параметров двигателя .....проверить
4. Аварийный приводной передатчик.....убедиться в отсутствии передачи на частоте 121,5 МГц
5. AVIONIC MASTER (главный выключатель БРЭО) .....установить в положение OFF (выкл.)
6. Электрические потребители .....OFF (выкл.)
7. ENGINE MASTER (главный выключатель двигателя) .....установить в положение OFF (выкл.)
8. Проблесковые огни.....OFF (выкл.)

**ВНИМАНИЕ**

После установки выключателя ENGINE MASTER (главный выключатель двигателя) в положение OFF (выкл.) необходимо подождать до тех пор, пока показания приборов индикации параметров двигателя на многофункциональном индикаторе комплекса G1000 (для самолетов с этим комплексом) или основном индикаторе параметров двигателя (MED) (для самолетов с этим индикатором) не исчезнут, и только потом устанавливать выключатель ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования) в положение OFF (выкл.). В этом случае данные двигателя и полетные данные будут успешно записаны в энергонезависимую память до отключения электропитания.

9. ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования) ..... установить в положение OFF (выкл.)

**ВНИМАНИЕ**

Запрещается останавливать двигатель установкой ТОПЛИВНОГО КРАНА в положение OFF (выкл.). Это может привести к выходу из строя насосов высокого давления.

**ПРИМЕЧАНИЕ**

Перед остановкой двигатель должен проработать в течение не менее 1 мин в режиме не более 10 % во избежание повреждения турбокомпрессора.

**КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ**

Док. № 6.01.15-Е	Ред. 1	15 марта 2011 г.	Стр. 4А - 35
------------------	--------	------------------	--------------

**4A.5.16 ПОСЛЕПОЛЕТНАЯ ПРОВЕРКА**

1. Записать все проблемы, обнаруженные в полете и в ходе послеполетной проверки, в журнал.
2. Поставить самолет на стоянку.
3. При необходимости пришвартовать самолет.

**КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ****4A.5.17 ПОСТАНОВКА НА СТОЯНКУ**

1. Стояночный тормоз .....отпустить, установить упорные колодки
2. Самолет .....пришвартовать, если самолет будет находиться без присмотра в течение длительного времени
3. ППД .....установить крышку

**КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ**



**4A.5.18 ПОЛЕТ В УСЛОВИЯХ ДОЖДЯ****ПРИМЕЧАНИЕ**

В условиях дождя эксплуатационные качества самолета ухудшаются; особенно это относится к дистанции взлета и максимальной горизонтальной скорости. Пилотажные характеристики остаются практически без изменений. Полетов в условиях сильного дождя следует избегать из-за ухудшения видимости.

**4A.5.19 ЗАПРАВКА ТОПЛИВОМ****ВНИМАНИЕ**

Перед заправкой топливом самолет необходимо подключить к системе электрического заземления. Точки заземления: неокрашенные участки на левой и правой ступеньках.

**4A.5.20 ПОЛЕТ НА БОЛЬШОЙ ВЫСОТЕ**

На большой высоте необходимо организовать подачу кислорода для всех лиц, находящихся в кабине самолета. При этом необходимо соблюдать требования законодательства в отношении подачи кислорода.

См. также раздел 2.11 «ЭКСПЛУАТАЦИОННАЯ ВЫСОТА».

Страница намеренно оставлена пустой.

## РАЗДЕЛ 4В

### НЕШТАТНЫЕ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ПРОЦЕДУРЫ

Стр.

4В.1	ВЫНУЖДЕННАЯ ПОСАДКА .....	4В-2
4В.2	ПОКАЗАНИЯ ПРИБОРОВ ЗА ПРЕДЕЛАМИ ЗЕЛЕННЫХ СЕКТОРОВ .....	4В-4
4В.2.1	ОБОРОТЫ ДВИГАТЕЛЯ .....	4В-4
4В.2.2	ТЕМПЕРАТУРА ОХЛАЖДАЮЩЕЙ ЖИДКОСТИ .....	4В-5
4В.2.3	ТЕМПЕРАТУРА МАСЛА .....	4В-6
4В.2.4	ДАВЛЕНИЕ МАСЛА .....	4В-7
4В.2.5	ТЕМПЕРАТУРА РЕДУКТОРА .....	4В-8
4В.2.6	ТЕМПЕРАТУРА ТОПЛИВА .....	4В-9
4В.2.7	НАПРЯЖЕНИЕ .....	4В-10
4В.2.8	СИЛА ТОКА .....	4В-10
4В.3	ПРЕДУПРЕДИТЕЛЬНАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ .....	4В-11
4В.3.1	ECU A FAIL (неисправность блока управления двигателем А) / ECU А (блок управления двигателем А) .....	4В-11
4В.3.2	ECU B FAIL (неисправность блока управления двигателем В) / ECU В (блок управления двигателем В) .....	4В-12
4В.3.3	FUEL LOW / LOW FUEL (низкий уровень топлива) .....	4В-13
4В.3.4	COOL LVL (уровень охлаждающей жидкости) / WATERLEV (уровень охлаждающей жидкости) .....	4В-15
4В.3.5	PITOT FAIL / PITOT (отказ обогрева ППД) .....	4В-16
4В.3.6	ENGINE (ДВИГАТЕЛЬ) (для самолетов, оснащенных панелью сигнализации WHITE WIRE) .....	4В-16
4В.4	ФОНАРЬ В ПОЛОЖЕНИИ «ЗАЗОР ДЛЯ ОХЛАЖДЕНИЯ» .....	4В-17
4В.5	ОТКАЗЫ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ЗАКРЫЛКАМИ .....	4В-18
4В.6	УДАР МОЛНИИ .....	4В-20
4В.7	ПОСАДКА С БОЛЬШОЙ ПОСАДОЧНОЙ МАССОЙ .....	4В-21

## **4В.1**      **ВЫНУЖДЕННАЯ ПОСАДКА**

### **ПРИМЕЧАНИЕ**

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

### **ПРИМЕЧАНИЕ**

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

1. Выбрать пригодный для посадки участок.
2. Учесть скорость и направление ветра.
3. Заход на посадку:

По возможности облететь участок для посадки на достаточной высоте и осмотреть его на предмет наличия препятствий. По величине сноса на каждом участке маршрута при этом можно приблизительно определить силу и направление ветра.

4. Диспетчер УВД.....известить

Выполнить действия, предусмотренные процедурой штатной эксплуатации, см. раздел 4А.5.12 «ЗАХОД НА ПОСАДКУ И ПОСАДКА».

5. Касание.....с минимальной возможной воздушной скоростью

**СМ. ПРОДОЛЖЕНИЕ**

Стр. 4В - 2	Ред. 1      15 марта 2011 г.	Док. № 6.01.15-Е
-------------	------------------------------	------------------

**ВНИМАНИЕ**

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

6. ENGINE MASTER (главный выключатель двигателя)      установить в положение OFF (выкл.)
7. Топливный кран .....установить в положение OFF (закрыт)
8. ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования)      установить в положение OFF (выкл.)

**КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ**

## **4В.2 ПОКАЗАНИЯ ПРИБОРОВ ЗА ПРЕДЕЛАМИ ЗЕЛЕННЫХ СЕКТОРОВ**

### **4В.2.1 ОБОРОТЫ ДВИГАТЕЛЯ**

#### **Высокие обороты двигателя**

1. Уменьшить мощность двигателя.
2. Поддерживать обороты в пределах зеленого сектора, пользуясь РУД.

### **ПРИМЕЧАНИЕ**

При необходимости (например, при уходе на второй круг или взлете) допускается нахождение стрелки указателя оборотов в желтом секторе в течение не более 5 минут.

Если вышеперечисленными действиями устранить проблему не удалось, перейти к разделу 3.3.6 «НЕИСПРАВНОСТЬ СИСТЕМЫ РЕГУЛИРОВАНИЯ ЧАСТОТЫ ВРАЩЕНИЯ ВОЗДУШНОГО ВИНТА».

3. Совершить посадку на ближайшем пригодном для этого аэродроме.

**КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ**

Стр. 4В - 4	Ред. 1	15 марта 2011 г.	Док. № 6.01.15-Е
-------------	--------	------------------	------------------

**4В.2.2      ТЕМПЕРАТУРА ОХЛАЖДАЮЩЕЙ ЖИДКОСТИ****(a) Высокая температура охлаждающей жидкости**

Выполнить действия, перечисленные в разделе

**3.2.1 «ТЕМПЕРАТУРА ДВИГАТЕЛЯ».****(b) Низкая температура охлаждающей жидкости**

- Проверить наличие предупредительного сигнала COOL LVL (уровень охлаждающей жидкости) (для самолетов, оснащенных комплексом G1000) или WATERLEV (уровень охлаждающей жидкости) (для самолетов, оснащенных вспомогательным индикатором параметров двигателя (SED)) (указывает на низкий уровень охлаждающей жидкости).

**ПРИМЕЧАНИЕ**

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

***Предупредительный сигнал***

*COOL LVL (уровень охлаждающей жидкости) (для самолетов, оснащенных комплексом G1000) или WATERLEV (уровень охлаждающей жидкости) (для самолетов, оснащенных вспомогательным индикатором параметров двигателя (SED)) имеется:*

- Уменьшить мощность двигателя.
- Подготовиться к утечке охлаждающей жидкости.

**ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ**

Следует ожидать дальнейшего снижения температуры охлаждающей жидкости. Подготовиться к отказу двигателя, как описано в разделе 3.3.3 «ПОИСК И УСТРАНЕНИЕ НЕИСПРАВНОСТЕЙ ДВИГАТЕЛЯ В ПОЛЕТЕ».

**КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ**

Док. № 6.01.15-Е	Ред. 1	15 марта 2011 г.	Стр. 4В - 5
------------------	--------	------------------	-------------

**4В.2.3      ТЕМПЕРАТУРА МАСЛА**

**(a) Высокая температура масла**

Выполнить действия, перечисленные в разделе

3.2.2 «ТЕМПЕРАТУРА МАСЛА».

**(b) Низкая температура масла**

**ПРИМЕЧАНИЕ**

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

- Увеличить мощность.
- Уменьшить воздушную скорость.

**КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ**

Стр. 4В - 6	Ред. 1      15 марта 2011 г.	Док. № 6.01.15-Е
-------------	------------------------------	------------------



**4В.2.4      ДАВЛЕНИЕ МАСЛА****(а) Высокое давление масла**

- Проверить температуру масла.
- Проверить температуру охлаждающей жидкости.

*Если температура масла и охлаждающей жидкости находится в нижней части зеленого сектора:*

- Увеличить мощность.
- Уменьшить воздушную скорость.

*Если давление масла по-прежнему находится за пределами зеленого сектора:*

**ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ**

Совершить посадку на ближайшем пригодном для этого аэродроме. Подготовиться к отказу двигателя, как описано в разделе 3.3.4 «ОТКАЗ ДВИГАТЕЛЯ В ПОЛЕТЕ».

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

- Уменьшить мощность двигателя.

**ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ**

Совершить посадку на ближайшем пригодном для этого аэродроме. Подготовиться к отказу двигателя, как описано в разделе 3.3.4 «ОТКАЗ ДВИГАТЕЛЯ В ПОЛЕТЕ».

**(b) Низкое давление масла**

Выполнить действия, перечисленные в разделе

3.2.3 «ДАВЛЕНИЕ МАСЛА».

**КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ**

Док. № 6.01.15-Е	Ред. 1	15 марта 2011 г.	Стр. 4В - 7
------------------	--------	------------------	-------------

#### **4В.2.5      ТЕМПЕРАТУРА РЕДУКТОРА**

##### **Высокая температура редуктора**

Выполнить действия, перечисленные в разделе

3.2.4 «ТЕМПЕРАТУРА РЕДУКТОРА».

#### **ПРИМЕЧАНИЕ**

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

**КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ**

Стр. 4В - 8	Ред. 1      15 марта 2011 г.	Док. № 6.01.15-Е
-------------	------------------------------	------------------

**4В.2.6      ТЕМПЕРАТУРА ТОПЛИВА****(a) Высокая температура топлива**

Выполнить действия, перечисленные в разделе

3.2.5 «ТЕМПЕРАТУРА ТОПЛИВА».

**(b) Низкая температура топлива**

- Увеличить мощность.
- Уменьшить воздушную скорость.

**ВНИМАНИЕ**

При низкой температуре окружающего воздуха и (или) при высокой воздушной скорости и работе двигателя на низких оборотах можно предположить, что температуру удастся повысить выполнением вышеперечисленных действий. Если температура топлива не поднимается до зеленого сектора, совершить вынужденную посадку на ближайшем пригодном для этого аэродроме. Подготовиться к отказу двигателя, как описано в разделе 3.3.4 «ОТКАЗ ДВИГАТЕЛЯ В ПОЛЕТЕ».

**КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ**

Док. № 6.01.15-Е	Ред. 1      15 марта 2011 г.	Стр. 4В - 9
------------------	------------------------------	-------------

#### **4В.2.7      НАПРЯЖЕНИЕ**

##### **(а) Индикация низкого напряжения на земле при работающем двигателе**

- Прекратить подготовку к полету.

##### **(b) Низкое напряжение в полете**

1. Предохранители .....проверить
2. Электрооборудование .....отключить все ненужное оборудование

*Если сигнализатор низкого напряжения не гаснет:*

- Выполнить действия, перечисленные в разделе 3.2.8 «ОТКАЗ ГЕНЕРАТОРА».

#### **ПРИМЕЧАНИЕ**

Действия, перечисленные в разделе, необходимо выполнить, если показания вольтметра находятся за пределами зеленого сектора или горит сигнализатор VOLTS LOW (низкое напряжение) (для самолетов, оснащенных комплексом G1000) или LOW VOLTS (низкое напряжение) (для самолетов, оснащенных панелью сигнализации White Wire).

#### **КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ**

#### **4В.2.8      СИЛА ТОКА**

Предупреждение формируется, если величина потребляемого тока превышает 60 А.

1. Электрооборудование .....по возможности выключить все ненужное оборудование для снижения потребления тока

*Если устранить проблему не удастся:*

2. Совершить посадку на ближайшем пригодном для этого аэродроме.

#### **КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ**

Стр. 4В - 10	Ред. 1      15 марта 2011 г.	Док. № 6.01.15-Е
--------------	------------------------------	------------------

**4В.3 ПРЕДУПРЕДИТЕЛЬНЫЕ СИГНАЛЫ****4В.3.1 ECU A FAIL (неисправность блока управления двигателем А) / ECU A (блок управления двигателем А)**

- \* Неисправность блока управления двигателем А или
- \* тестирование в ходе проверки перед взлетом системой FADEC (системой управления двигателем с полной ответственностью).

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

- Прекратить подготовку к полету.

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

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

1. Переключатель VOTER (переключатель блоков управления двигателем)..... убедиться, что в положении AUTO (автоматически)
2. Если сигнализатор блока управления двигателем не погас..... совершить посадку на ближайшем пригодном для этого аэродроме

**ПРИМЕЧАНИЕ**

При наличии других неисправностей двигателя см. раздел 3.3.3 «ПОИСК И УСТРАНЕНИЕ НЕИСПРАВНОСТЕЙ ДВИГАТЕЛЯ В ПОЛЕТЕ».

**КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ**

**4В.3.2      ECU В FAIL (неисправность блока управления двигателем В) / ECU В (блок управления двигателем В)**

- \* Неисправность блока управления двигателем В или
- \* тестирование в ходе проверки перед взлетом системой FADEC (системой управления двигателем с полной ответственностью).

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

- Прекратить подготовку к полету.

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

**ПРИМЕЧАНИЕ**

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

1. Переключатель VOTER (переключатель блоков управления двигателем)..... убедиться, что в положении AUTO (автоматически)
2. Если сигнализатор блока управления двигателем не погас..... совершить посадку на ближайшем пригодном для этого аэродроме

**ПРИМЕЧАНИЕ**

При наличии других неисправностей двигателя см. раздел 3.3.3 «ПОИСК И УСТРАНЕНИЕ НЕИСПРАВНОСТЕЙ ДВИГАТЕЛЯ В ПОЛЕТЕ».

**КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ**

Стр. 4В - 12	Ред. 1      15 марта 2011 г.	Док. № 6.01.15-Е
--------------	------------------------------	------------------

**4В.3.3****FUEL LOW / LOW FUEL (низкий уровень топлива)**

**Низкий** уровень топлива.

1. Насос перекачки топлива .....включить
2. Количество топлива .....проверить

**ВНИМАНИЕ**

Предупредительный сигнал формируется сразу после снижения уровня топлива в основном баке до нижнего уровня. Индикация калибрована для горизонтального полета по прямой. Данный предупредительный сигнал может формироваться во время разворотов со скольжением или руления по кривой линии.

*Если загорание предупредительного сигнализатора FUEL LOW (низкий уровень топлива) (для самолетов, оснащенных комплексом G1000) или LOW FUEL (низкий уровень топлива) (для самолетов, оснащенных панелью сигнализации White Wire) вызвано нескоординированным полетом:*

**ВНИМАНИЕ**

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

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

*Если сигнализатор не гаснет:*

- Ожидать уменьшения уровня топлива.
4. Топливный кран .....установить в положение EMERGENCY (аварийная ситуация)
  5. Насос перекачки топлива .....ВЫКЛЮЧИТЬ

**СМ. ПРОДОЛЖЕНИЕ**

Док. № 6.01.15-Е	Ред. 1	15 марта 2011 г.	Стр. 4В - 13
------------------	--------	------------------	--------------

*Если сигнализатор не гаснет:*

- Подготовиться к аварийной посадке.
- Выполнить действия, перечисленные в разделе 3.7.1 «АВАРИЙНАЯ ПОСАДКА С ОСТАНОВЛЕННЫМ ДВИГАТЕЛЕМ».

### **ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ**

В случае попадания воздуха в топливный насос высокого давления (например, при опорожнении топливного бака), до следующего полета необходимо провести осмотр насоса.

**КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ**

Стр. 4В - 14	Ред. 1	15 марта 2011 г.	Док. № 6.01.15-Е
--------------	--------	------------------	------------------



**4В.3.4 COOL LVL (уровень охлаждающей жидкости) / WATERLEV (уровень охлаждающей жидкости)**

Низкий уровень охлаждающей жидкости двигателя.

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

1. Сигнализация / приборы контроля двигателя                      контролировать

См. раздел 4В.2.2 «ТЕМПЕРАТУРА ОХЛАЖДАЮЩЕЙ ЖИДКОСТИ».

**ПРИМЕЧАНИЕ**

Индикация калибрована для горизонтального полета по прямой. Данный предупредительный сигнал может формироваться во время разворотов со скольжением или руления по кривой линии.

**КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ**

Док. № 6.01.15-Е	Ред. 1                      15 марта 2011 г.	Стр. 4В - 15
------------------	--	--------------

**4В.3.5      PITOT FAIL / PITOT (отказ обогрева ППД)**

Отказ системы обогрева трубки приемника полного давления.

*В условиях обледенения:*

1. Подготовиться к отказу указателя воздушной скорости.
2. Покинуть зону обледенения / см. раздел 3.9.1 «ОБЛЕДЕНЕНИЕ».

**КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ**

**4В.3.6      ПРЕДУПРЕДИТЕЛЬНЫЙ СИГНАЛИЗАТОР ENGINE (ДВИГАТЕЛЬ) (ДЛЯ САМОЛЕТОВ, ОСНАЩЕННЫХ ПАНЕЛЬЮ СИГНАЛИЗАЦИИ WHITE WIRE)**

Превышение ресурса двигателя.

9. Индикация параметров двигателя .....проверить
10. Кнопка подтверждения .....нажать

**ПРИМЕЧАНИЕ**

Если показания какого-либо прибора находятся рядом с границей зеленого сектора, возможно кратковременное отклонение стрелки до желтого или красного сектора. При этом также загорается предупредительный сигнализатор ENGINE (двигатель).

**ПРИМЕЧАНИЕ**

Если показания какого-либо прибора находятся за пределами зеленого сектора, выполнить действия, перечисленные в разделе 4В.2 «ПОКАЗАНИЯ ПРИБОРОВ ЗА ПРЕДЕЛАМИ ЗЕЛЕННЫХ СЕКТОРОВ».

**КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ**

Стр. 4В - 16	Ред. 1      15 марта 2011 г.	Док. № 6.01.15-Е
--------------	------------------------------	------------------

**4В.4      ФОНАРЬ В ПОЛОЖЕНИИ «ЗАЗОР ДЛЯ ОХЛАЖДЕНИЯ»****ВНИМАНИЕ**

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

## **4В.5 ОТКАЗЫ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ЗАКРЫЛКАМИ**

### **Отказ индикации положения или привода**

1. Положение закрылков .....проверить визуально
2. Воздушная скорость .....удерживать в пределах белого сектора (не более 98 узлов (приборная))
3. Переключатель FLAPS (переключатель управления закрылками)                      проверить все положения повторно

### **Измененная процедура захода на посадку в зависимости от доступного положения закрылков**

### **ПРИМЕЧАНИЕ**

Величину посадочной дистанции с закрылками в нештатном положении см. в разделе 5.3.12 «ПОСАДОЧНАЯ ДИСТАНЦИЯ С ЗАКРЫЛКАМИ В НЕШТАТНОМ ПОЛОЖЕНИИ».

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

Воздушная скорость .....см. следующую таблицу:

<b>940 кг (2072 фунта)</b>	<b>1000 кг (2205 фунтов)</b>	<b>1080 кг (2381 фунт)</b>	<b>1160 кг (2557 фунтов)</b>	<b>1216 кг (2681 фунт)</b>	<b>до 1280 кг (2822 фунта)</b>
71 узел (приборная)	73 узла (приборная)	78 узлов (приборная)	81 узел (приборная)	82 узла (приборная)	83 узла (приборная)

### **ПРИМЕЧАНИЕ**

Если посадочная масса самолета превышает 1216 кг (2681 фунт), посадка считается нештатной эксплуатационной процедурой. См. раздел 4В.7 «ПОСАДКА С ВЫСОКОЙ ПОСАДОЧНОЙ МАССОЙ».

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

### **СМ. ПРОДОЛЖЕНИЕ**

Стр. 4В - 18	Ред. 1      15 марта 2011 г.	Док. № 6.01.15-Е
--------------	------------------------------	------------------

(b) Доступно только положение T/O (взлет):

Воздушная скорость.....см. следующую таблицу:

940 кг (2072 фунта)	1000 кг (2205 фунтов)	1080 кг (2381 фунт)	1160 кг (2557 фунтов)	1216 кг (2681 фунт)	до 1280 кг (2822 фунта)
68 узлов (приборная)	70 узлов (приборная)	73 узла (приборная)	76 узлов (приборная)	77 узлов (приборная)	78 узлов (приборная)

### ПРИМЕЧАНИЕ

Если посадочная масса самолета превышает 1216 кг (2681 фунт), посадка считается нештатной эксплуатационной процедурой. См. раздел 4В.7 «ПОСАДКА С ВЫСОКОЙ ПОСАДОЧНОЙ МАССОЙ».

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

(с) Доступно только положение LDG (посадка):

Выполнить нормальную посадку.

**КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ**

#### **4В.6      УДАР МОЛНИИ**

1. Воздушная скорость.....как можно более низкая, не превышать  $v_0$  (см. раздел 2.2)
  2. Надежно удерживать органы управления самолетом
  3. Автопилот (при наличии) .....отключить (проверить)
  4. Основной пилотажный индикатор (для самолетов, оснащенных комплексом G1000) / резервные приборы .....периодически проверять
- Продолжить полет со скоростью менее  $v_0$  (см. раздел 2.2)
- Совершить посадку на ближайшем пригодном для этого аэродроме

### **ВНИМАНИЕ**

По причине возможного повреждения самолета выполнять следующие указания:

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

**КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ**

Стр. 4В - 20	Ред. 1      15 марта 2011 г.	Док. № 6.01.15-Е
--------------	------------------------------	------------------

**4В.7 ПОСАДКА С БОЛЬШОЙ ПОСАДОЧНОЙ МАССОЙ****ПРИМЕЧАНИЕ**

Максимальная посадочная масса, указанная в разделе 2, — наибольшая масса для посадки при максимальной скорости снижения. Данная скорость использовалась при прочностных расчетах для определения нагрузок на шасси в условиях особо грубой посадки.

Выполнить заход на посадку и посадку в соответствии с разделом 4А, однако на конечном этапе захода на посадку поддерживать повышенную воздушную скорость.

Скорость захода на посадку ..... 77 узлов (приборная) при массе до 1280 кг  
(2822 фунта),  
закрылки в положении LDG (посадка)

**ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ**

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

**КОНЕЦ КОНТРОЛЬНОЙ КАРТЫ**

Страница намеренно оставлена пустой.



## РАЗДЕЛ 5

### ЛЕТНО-ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

	Стр.
5.1 ВВЕДЕНИЕ.....	5-2
5.2 ПОЛЬЗОВАНИЕ ТАБЛИЦАМИ И НОМОГРАММАМИ ЛЕТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК....	5-2
5.3 ТАБЛИЦЫ И НОМОГРАММЫ ЛЕТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК.....	5-3
5.3.1 КАЛИБРОВКА ВОЗДУШНОЙ СКОРОСТИ .....	5-3
5.3.2 НОМОГРАММА РАСХОДА ТОПЛИВА .....	5-6
5.3.3 СООТВЕТСТВИЕ БАРОМЕТРИЧЕСКОЙ ВЫСОТЫ И ВЫСОТЫ ПО ПЛОТНОСТИ .....	5-7
5.3.4 МЕЖДУНАРОДНАЯ СТАНДАРТНАЯ АТМОСФЕРА (МСА).....	5-8
5.3.5 СКОРОСТИ СВАЛИВАНИЯ.....	5-9
5.3.6 СОСТАВЛЯЮЩИЕ ВЕТРА.....	5-11
5.3.7 ВЗЛЕТНАЯ ДИСТАНЦИЯ.....	5-12
5.3.8 ХАРАКТЕРИСТИКИ ПРИ НАБОРЕ ВЫСОТЫ — НАБОР ВЫСОТЫ ПРИ ВЗЛЕТЕ .....	5-16
5.3.9 ХАРАКТЕРИСТИКИ ПРИ НАБОРЕ ВЫСОТЫ — КРЕЙСЕРСКИЙ ПОЛЕТ ..	5-18
5.3.10 КРЕЙСЕРСКИЙ ПОЛЕТ (ИСТИННАЯ ВОЗДУШНАЯ СКОРОСТЬ) .....	5-20
5.3.11 ПОСАДОЧНАЯ ДИСТАНЦИЯ С ЗАКРЫЛКАМИ В ПОСАДОЧНОМ ПОЛОЖЕНИИ .....	5-22
5.3.12 ПОСАДОЧНАЯ ДИСТАНЦИЯ С ЗАКРЫЛКАМИ В НЕШТАТНОМ ПОЛОЖЕНИИ .....	5-25
5.3.13 ГРАДИЕНТ НАБОРА ВЫСОТЫ ПРИ УХОДЕ НА ВТОРОЙ КРУГ .....	5-28
5.3.14 ПЛАНИРОВАНИЕ .....	5-30
5.3.15 УТВЕРЖДЕННЫЕ ШУМОВЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ .....	5-30

## **5.1 ВВЕДЕНИЕ**

Таблицы и номограммы, приведенные в настоящем разделе, с одной стороны, дают информацию о летных характеристиках самолета, с другой стороны, обеспечивают возможность планирования полета с достаточной точностью и полнотой. Значения в таблицах и номограммах получены в ходе испытательных полетов и наземных испытаний силовой установки в исправном состоянии и приведены к условиям международной стандартной атмосферы (МСА = 15°C / 59°F и 1013,25 гПа / 29,92 дюйма рт. ст. на уровне моря).

Номограммы летных характеристик не учитывают разные уровни опыта пилотов и некачественное техническое обслуживание самолета. Указанные летные характеристики обеспечиваются при условии соблюдения требований настоящего руководства и надлежащего технического обслуживания самолета.

Когда это необходимо, приведена информация об ухудшении летных характеристик в случае эксплуатации без обтекателей колес с указанием разницы в процентах или соответствующего нового значения.

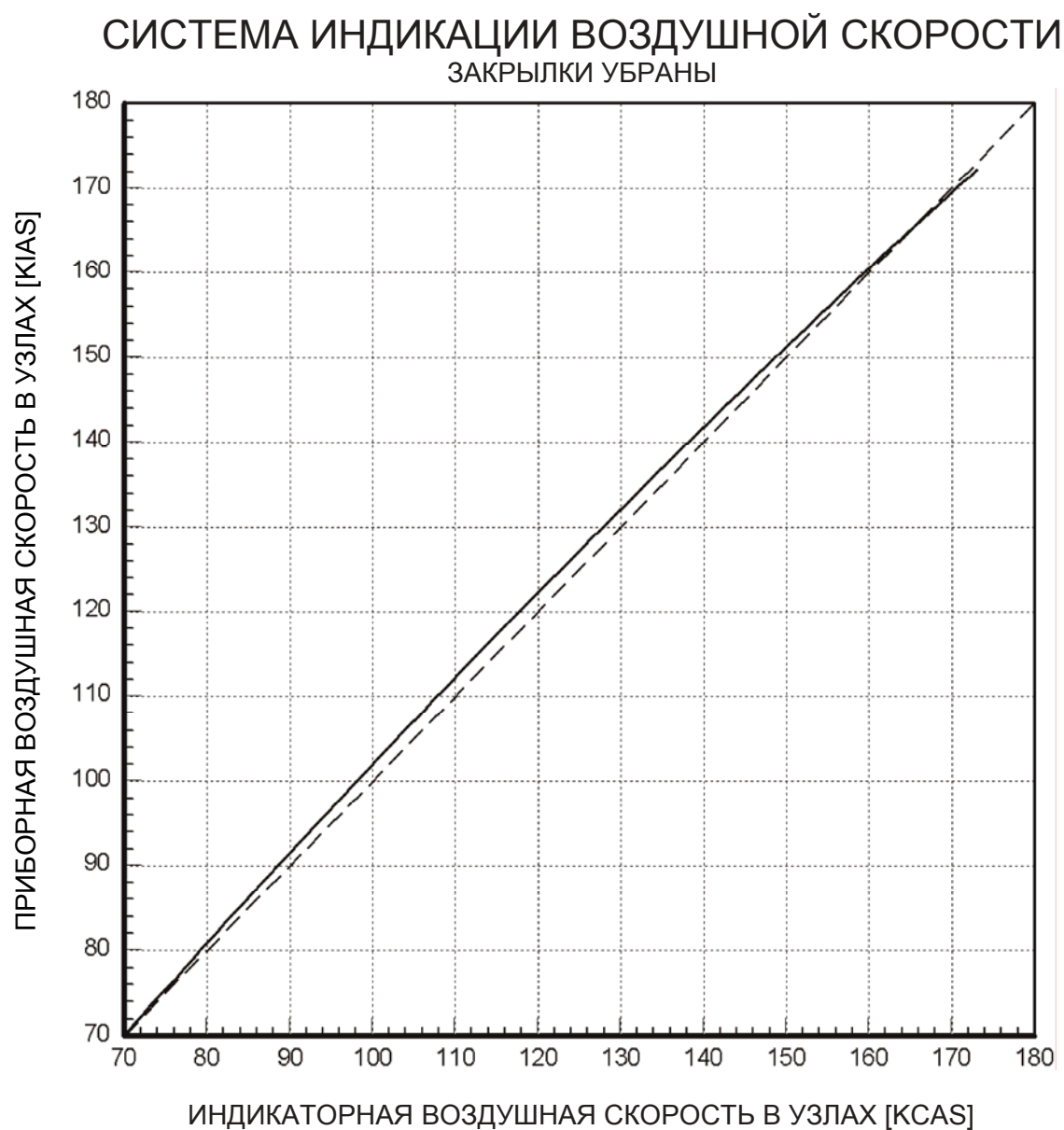
## **5.2 ПОЛЬЗОВАНИЕ ТАБЛИЦАМИ И НОМОГРАММАМИ ЛЕТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК**

Для иллюстрации влияния различных параметров данные о летных характеристиках приведены в виде таблиц или номограмм. Данные приводятся с достаточной детализацией, позволяющей при определении летных характеристик в ходе планирования полета выбрать необходимые значения с запасом.

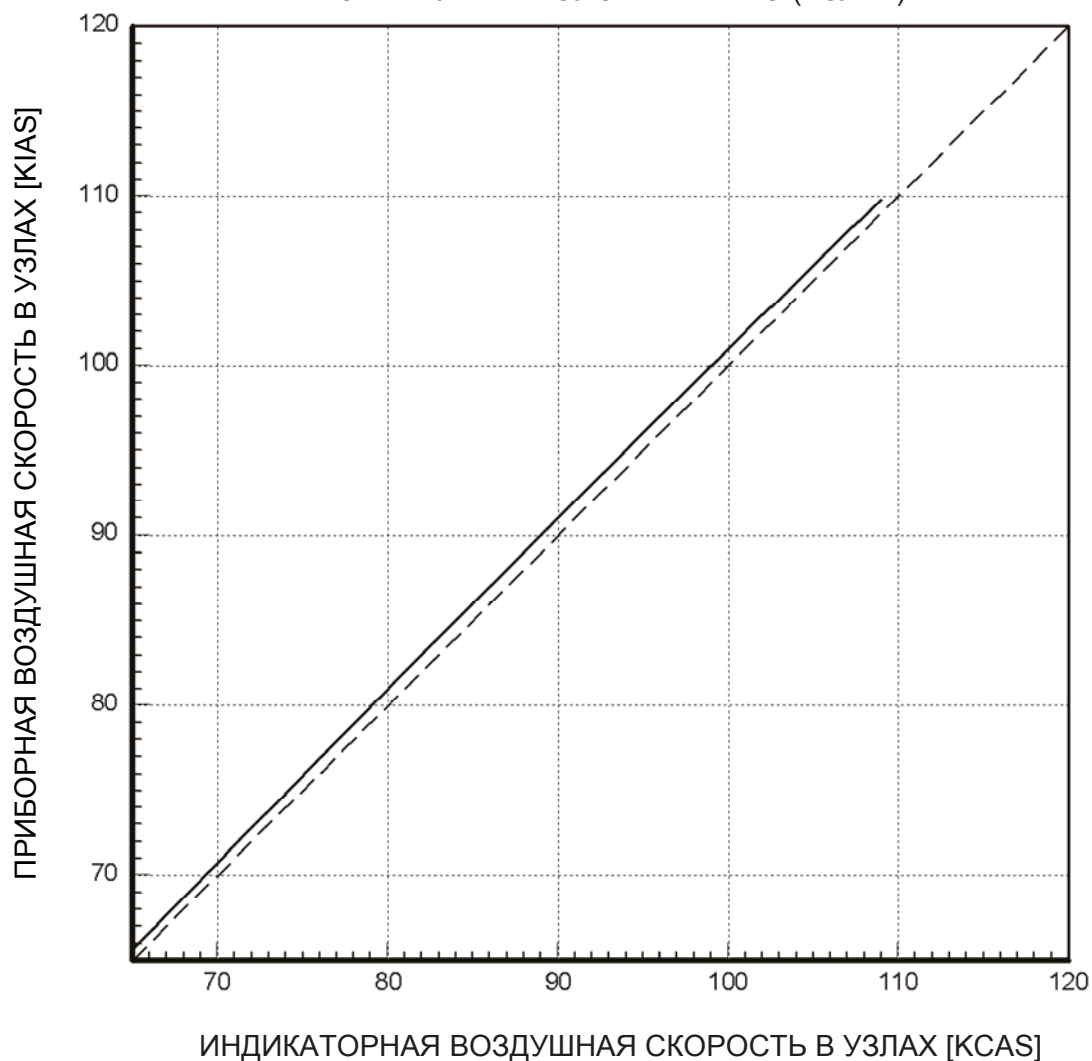
Стр. 5 - 2	Ред. 1      15 марта 2011 г.	Док. № 6.01.15-Е
------------	------------------------------	------------------

### 5.3 ТАБЛИЦЫ И НОМОГРАММЫ ЛЕТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК

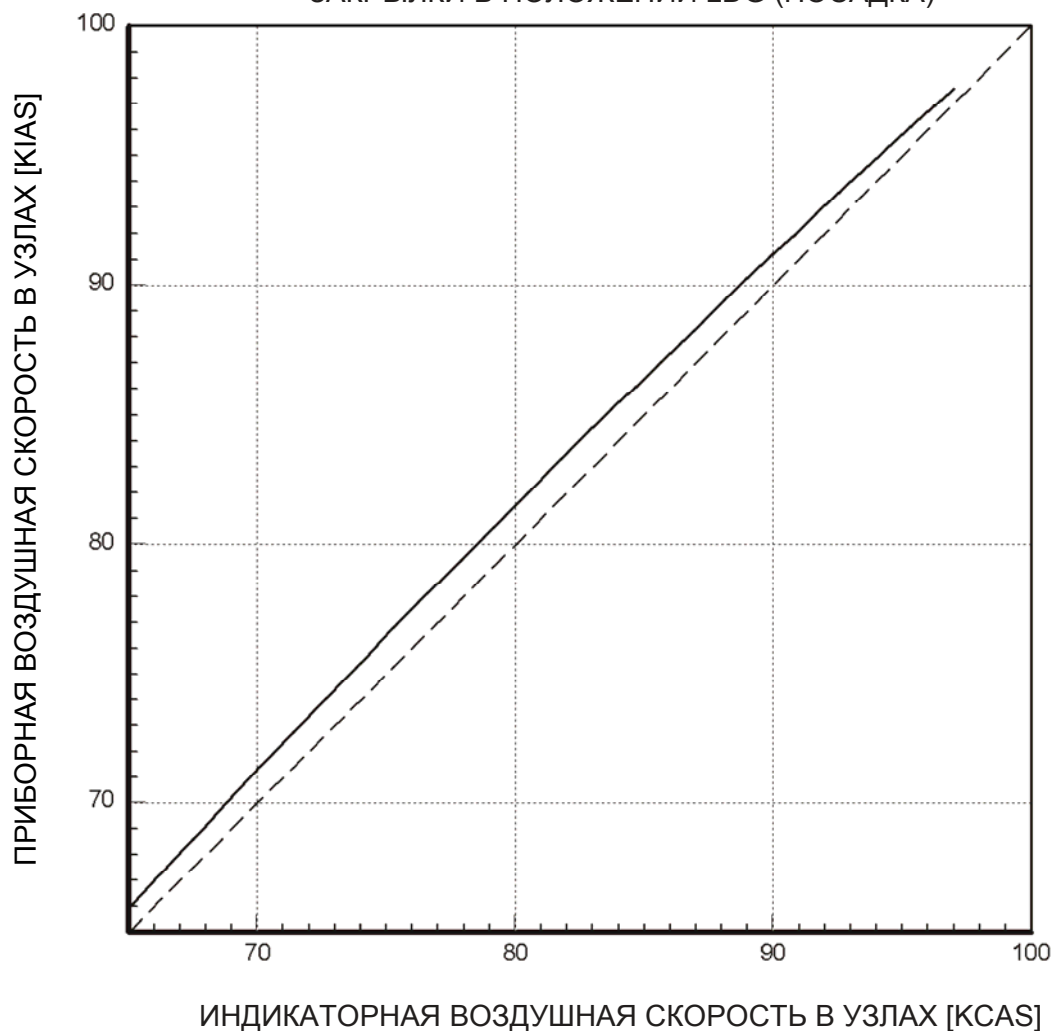
#### 5.3.1 КАЛИБРОВКА ВОЗДУШНОЙ СКОРОСТИ



## СИСТЕМА ИНДИКАЦИИ ВОЗДУШНОЙ СКОРОСТИ ЗАКРЫЛКИ В ПОЛОЖЕНИИ Т/О (ВЗЛЕТ)



## СИСТЕМА ИНДИКАЦИИ ВОЗДУШНОЙ СКОРОСТИ ЗАКРЫЛКИ В ПОЛОЖЕНИИ LDG (ПОСАДКА)

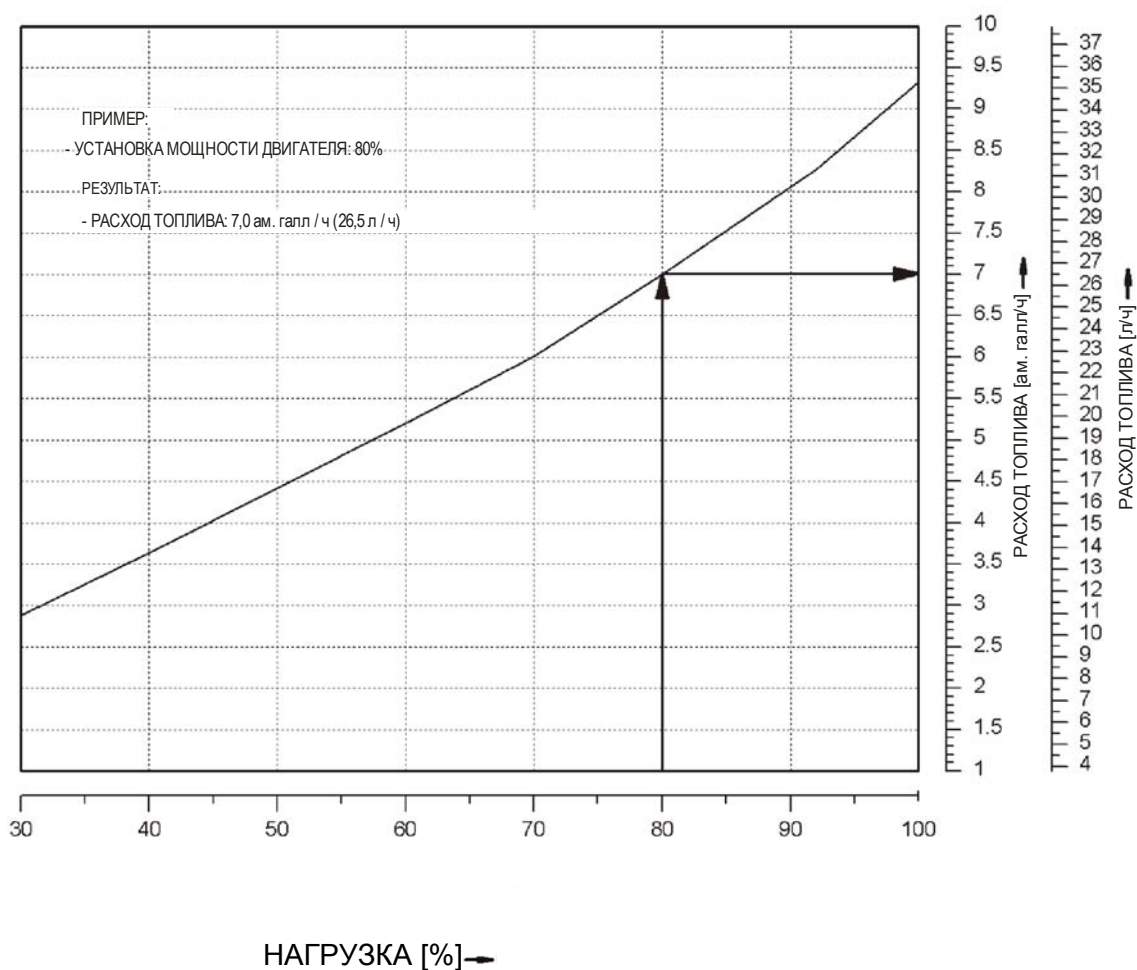


### 5.3.2 НОМОГРАММА РАСХОДА ТОПЛИВА

#### ПРИМЕЧАНИЕ

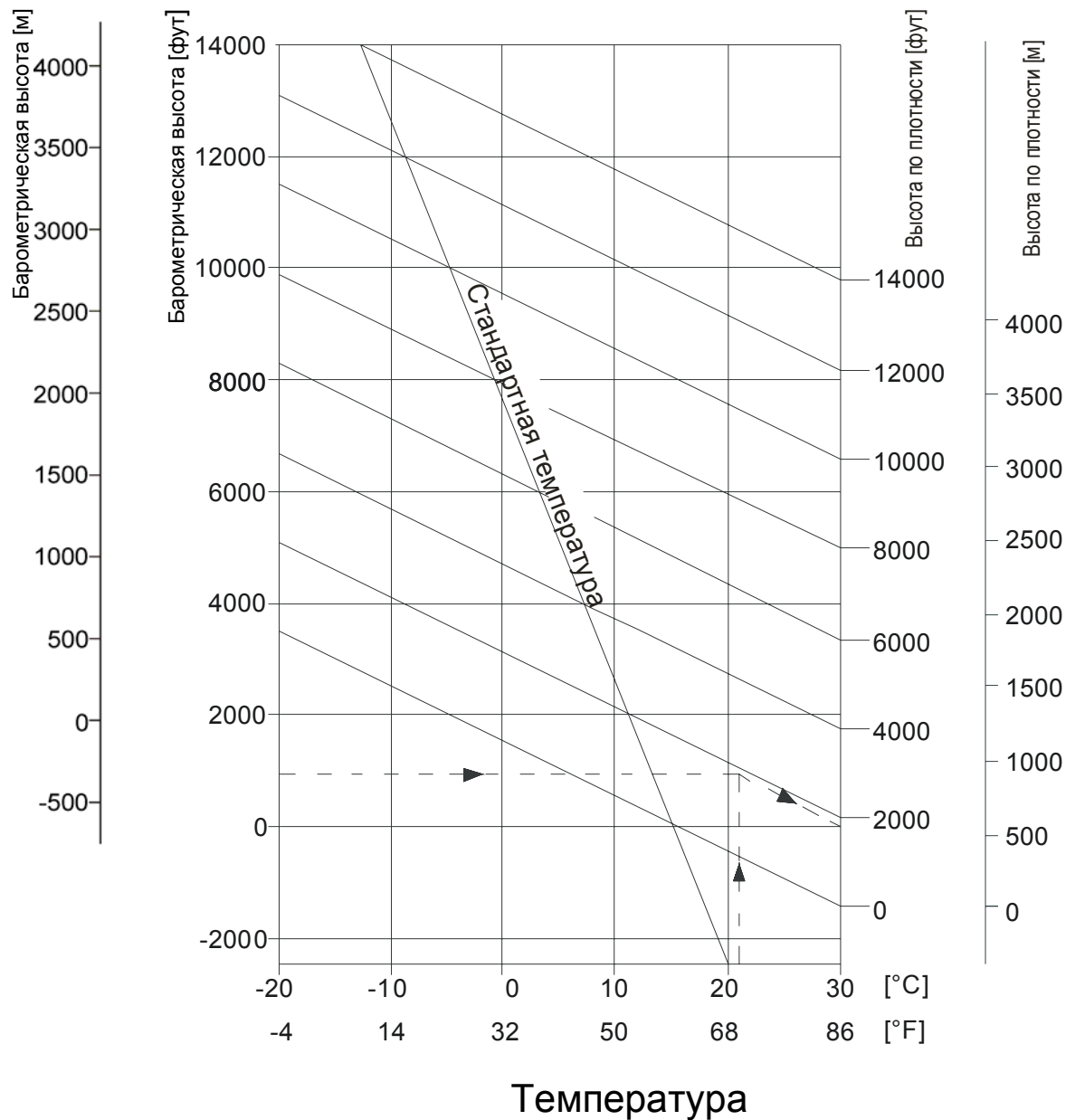
Расчетные значения количества топлива, отображаемые в поле FUEL CALC (расчетное количество топлива) на многофункциональном индикаторе (MFD) комплекса G1000, не учитывают показания топливомеров самолета. Отображаемые значения рассчитываются по последнему текущему значению количества топлива, вводимому пилотом, и фактическим данным о расходе топлива. По этой причине данные о продолжительности и дальности полета можно использовать только в справочных целях; их использование для планирования полета запрещается.

### DA 40 NG — РАСХОД ТОПЛИВА



### 5.3.3 СООТВЕТСТВИЕ БАРОМЕТРИЧЕСКОЙ ВЫСОТЫ И ВЫСОТЫ ПО ПЛОТНОСТИ

Перевод барометрической высоты в высоту по плотности и обратно.



Пример:

1. Установить на высотомере давление 1013,25 гПа и записать показания барометрической высоты (900 футов).
2. Определить температуру окружающего воздуха (+21°C).
3. Определить высоту по плотности (1800 футов).

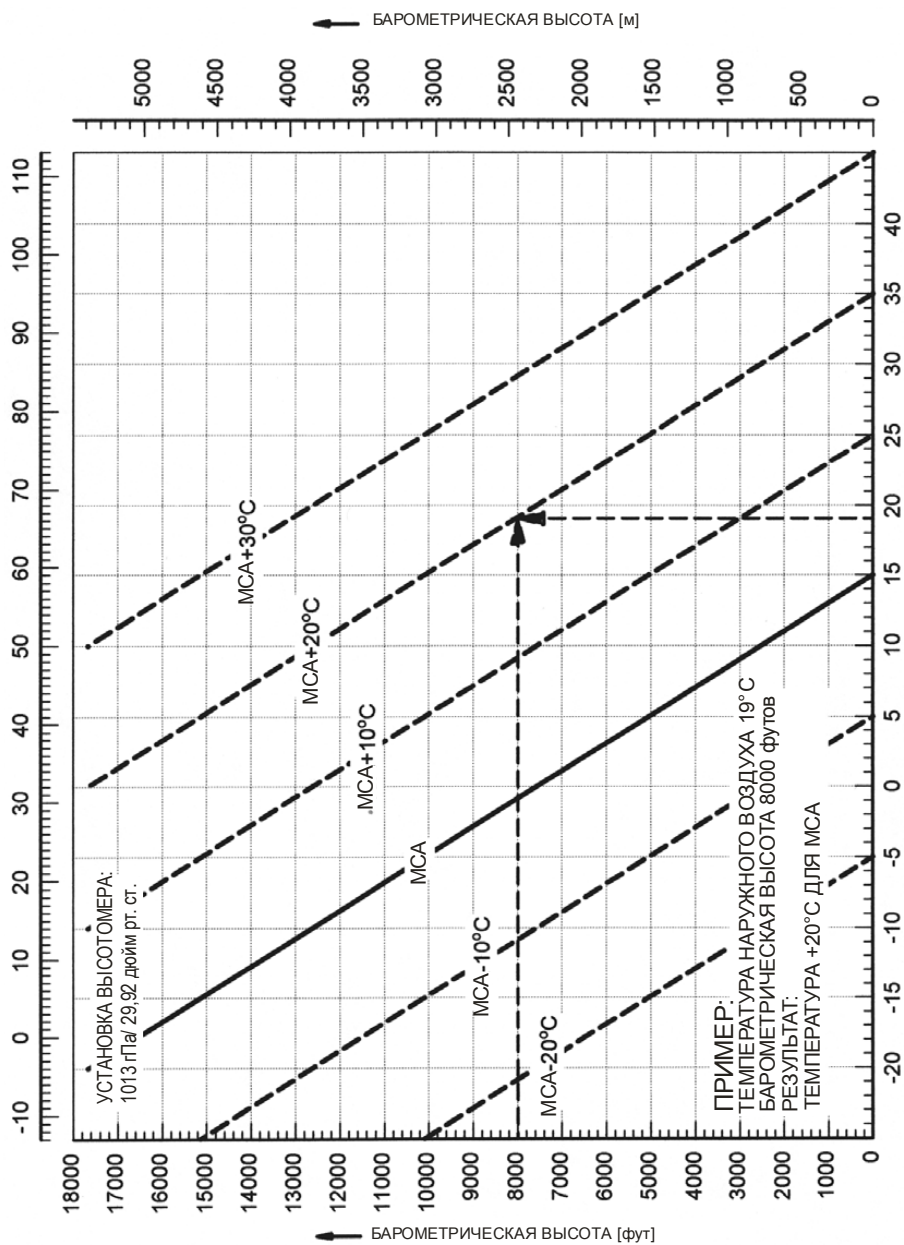
Результат:

Высота самолета для расчета летных характеристик составляет 1800 футов.

### 5.3.4 МЕЖДУНАРОДНАЯ СТАНДАРТНАЯ АТМОСФЕРА (МСА)

#### МЕЖДУНАРОДНАЯ СТАНДАРТНАЯ АТМОСФЕРА (МСА)

ТЕМПЕРАТУРА НАРУЖНОГО ВОЗДУХА [°F] →



→ ТЕМПЕРАТУРА НАРУЖНОГО ВОЗДУХА [°C]



**5.3.5 СКОРОСТИ СВАЛИВАНИЯ****ПРИМЕЧАНИЕ**

При приближении к сваливанию возмущение воздушного потока влияет на калибровку воздушной скорости и, соответственно, на показания приборной воздушной скорости. Величина и направление погрешности индикации воздушной скорости зависит от положения закрылков.

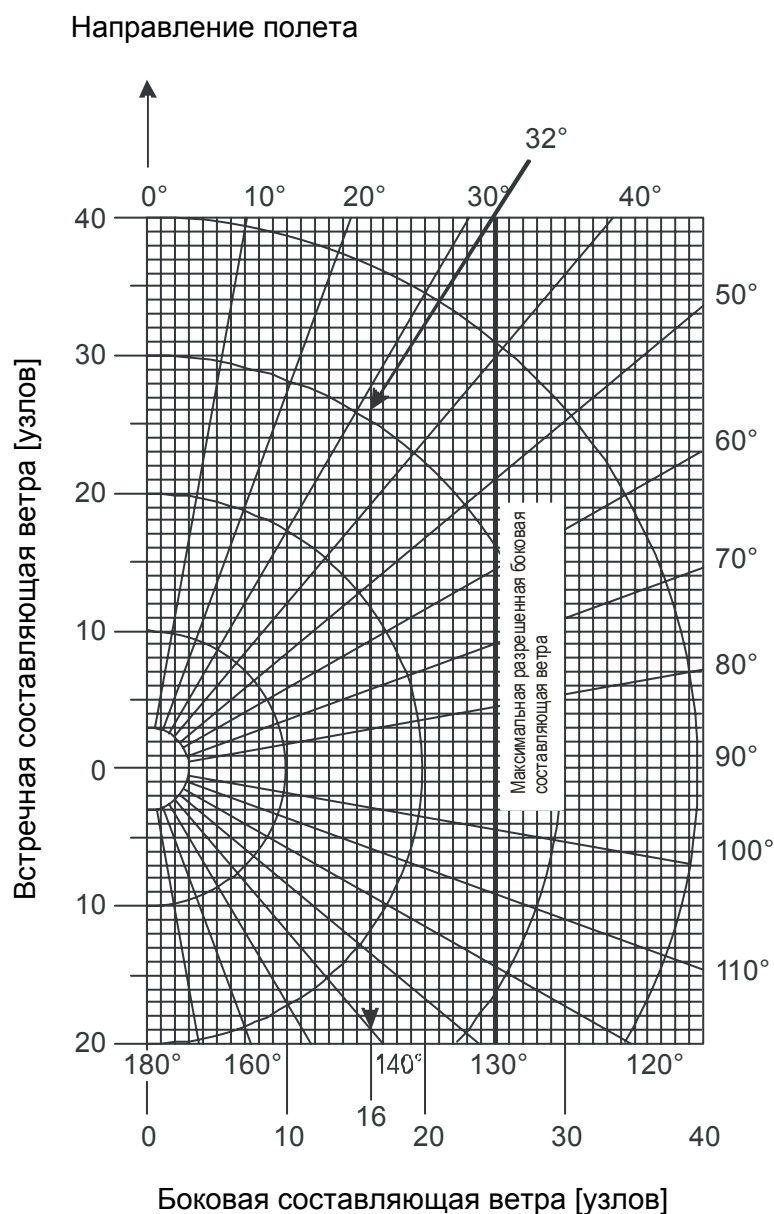
Масса 1280 кг (2822 фунта)		Угол крена			
		0°	30°	45°	60°
Закрылки	UP (убраны)	66 узлов (приборная)	68 узлов (приборная)	74 узла (приборная)	88 узлов (приборная)
	T/O (взлет)	62 узла (приборная)	65 узлов (приборная)	71 узел (приборная)	84 узла (приборная)
	LDG (посадка)	60 узлов (приборная)	63 узла (приборная)	69 узлов (приборная)	82 узла (приборная)

Масса 1216 кг (2681 фунт)		Угол крена			
		0°	30°	45°	60°
Закрылки	UP (убраны)	64 узла (приборная)	67 узлов (приборная)	73 узла (приборная)	87 узлов (приборная)
	T/O (взлет)	60 узлов (приборная)	64 узла (приборная)	69 узлов (приборная)	82 узла (приборная)
	LDG (посадка)	59 узлов (приборная)	62 узла (приборная)	68 узлов (приборная)	81 узел (приборная)

Масса 1080 кг (2381 фунт)		Угол крена			
		0°	30°	45°	60°
Закрылки	UP (убраны)	60 узлов (приборная)	63 узла (приборная)	69 узлов (приборная)	82 узла (приборная)
	T/O (взлет)	56 узлов (приборная)	60 узлов (приборная)	66 узлов (приборная)	78 узлов (приборная)
	LDG (посадка)	57 узлов (приборная)	59 узлов (приборная)	64 узла (приборная)	76 узлов (приборная)

Масса 980 кг (2161 фунт)		Угол крена			
		0°	30°	45°	60°
Закрылки	UP (убраны)	57 узлов (приборная)	58 узлов (приборная)	63 узла (приборная)	75 узлов (приборная)
	T/O (взлет)	54 узла (приборная)	57 узлов (приборная)	62 узла (приборная)	74 узла (приборная)
	LDG (посадка)	55 узлов (приборная)	55 узлов (приборная)	60 узлов (приборная)	71 узел (приборная)

Масса 940 кг (2072 фунта)		Угол крена			
		0°	30°	45°	60°
Закрылки	UP (убраны)	55 узлов (приборная)	57 узлов (приборная)	62 узла (приборная)	74 узла (приборная)
	T/O (взлет)	53 узла (приборная)	56 узлов (приборная)	61 узел (приборная)	72 узла (приборная)
	LDG (посадка)	54 узла (приборная)	54 узла (приборная)	58 узлов (приборная)	69 узлов (приборная)

**5.3.6 СОСТАВЛЯЮЩИЕ ВЕТРА**

Пример: Направление полета : 360°  
 Ветер : 32°/30 узлов  
 Результат: Боковая составляющая ветра : 16 узлов  
 Максимальная разрешенная боковая составляющая ветра : 25 узлов

### 5.3.7 ВЗЛЕТНАЯ ДИСТАНЦИЯ

- Условия:
- РУД ..... в положении MAX (максимум)
  - Закрылки ..... установить в положение T/O (взлет)
  - Отрыв колеса носовой опоры см. значение воздушной скорости в следующей таблице:

940 кг (2072 фунта)	1000 кг (2205 фунтов)	1100 кг (2425 фунтов)	1200 кг (2646 фунтов)	1280 кг (2822 фунта)
56 узлов (приборная)	58 узлов (приборная)	61 узел (приборная)	64 узла (приборная)	67 узлов (приборная)

- Воздушная скорость для начала набора высоты см. следующую таблицу:

940 кг (2072 фунта)	1000 кг (2205 фунтов)	1100 кг (2425 фунтов)	1200 кг (2646 фунтов)	1280 кг (2822 фунта)
62 узла (приборная)	65 узлов (приборная)	67 узлов (приборная)	70 узлов (приборная)	72 узла (приборная)

- ВПП ..... ровная поверхность, асфальт

Значения для МСА на среднем уровне моря, при массе 1280 кг (2822 фунта)	
Дистанция для взлета и набора высоты 50 футов (15 м)	584 м (1916 футов)
Разбег при взлете	389 м (1276 футов)

### ПРИМЕЧАНИЕ

Скороподъемность при установке мощности 100 % равна 712 фут/мин (3,61 м/с) на среднем уровне моря в условиях международной стандартной атмосферы.

Стр. 5 - 12	Ред. 1      15 марта 2011 г.	Док. № 6.01.15-Е
-------------	------------------------------	------------------

## ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

Несоблюдение правил при техническом обслуживании самолета, отступление от установленного порядка эксплуатации и обслуживания, а также неблагоприятные внешние факторы (высокая температура, дождь, неблагоприятные условия по ветру, включая боковой ветер) ведут к увеличению дистанции взлета.

## ВНИМАНИЕ

Для безопасного взлета располагаемая длина ВПП должна быть не меньше дистанции для взлета и набора высоты 50 футов (15 м).

## ВНИМАНИЕ

В следующем ПРИМЕЧАНИИ указаны типовые значения. На мокрой грунтовой ВПП или мокрой ВПП с мягким травяным покрытием разбег при взлете может существенно превышать указанные ниже значения. В любом случае пилот обязан учесть состояние ВПП, чтобы обеспечить безопасность взлета.

## ПРИМЕЧАНИЕ

При взлете с сухой ВПП с травяным покрытием (стриженная трава) необходимо принять следующие поправки по сравнению с ВПП с искусственным покрытием (типовые значения, см. п. «ВНИМАНИЕ» выше):

- Травяное покрытие высотой до 5 см (2 дюймов): увеличение разбега при взлете на 10 %.
- Травяное покрытие высотой от 5 до 10 см (от 2 до 4 дюймов): увеличение разбега при взлете на 30 %.
- Травяное покрытие высотой более 10 см (4 дюймов): увеличение разбега при взлете не менее чем на 45 %.

### ПРИМЕЧАНИЕ

Для мокрого травяного покрытия дополнительно принять увеличение разбега при взлете 20 %.

### ПРИМЕЧАНИЕ

Для мягкого грунта дополнительно принять увеличение разбега при взлете не менее 50 %.

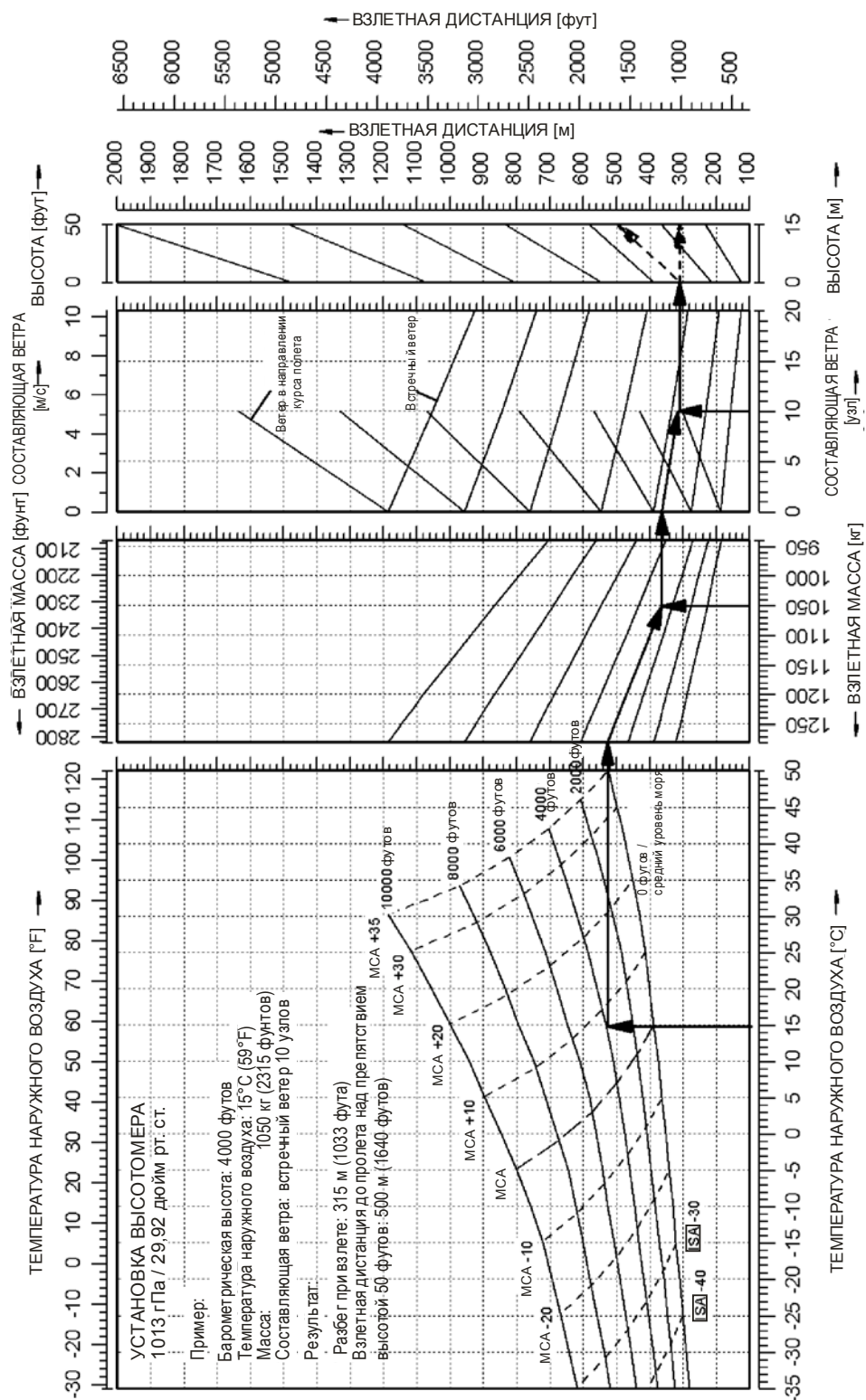
### ПРИМЕЧАНИЕ

Наличие восходящего уклона величиной 2 % (2 м на 100 м или 2 фута на 100 футов) ведет к увеличению дистанции взлета приблизительно на 17 %. Влияние на разбег при взлете может быть еще более значительным.

### ПРИМЕЧАНИЕ

При эксплуатации без обтекателей колес дополнительно принять увеличение дистанции для взлета и набора высоты 50 футов (15 м) на 30 м (100 футов) и увеличение разбега при взлете на 20 м (66 футов).

## DA 40 NG — ВЗЛЕТНАЯ ДИСТАНЦИЯ



### **5.3.8 ХАРАКТЕРИСТИКИ ПРИ НАБОРЕ ВЫСОТЫ — НАБОР ВЫСОТЫ ПРИ ВЗЛЕТЕ**

- Условия:
- РУД .....нагрузка 92 %, или не более 2100 об/мин
  - Закрылки .....установить в положение T/O (взлет)
  - Воздушная скорость .....72 узла (приборная)

#### **ПРИМЕЧАНИЕ**

На номограмме на следующей странице показана скороподъемность самолета. Градиент набора высоты сложно определить по номограмме; для его расчета следует пользоваться формулами:

$$\text{Градиент [\%]} = \frac{\text{скороподъемность} \quad \text{[фут/мин]}}{\text{Истинная возд.} \quad \text{скорость [узлы]}} \cdot 0,95$$

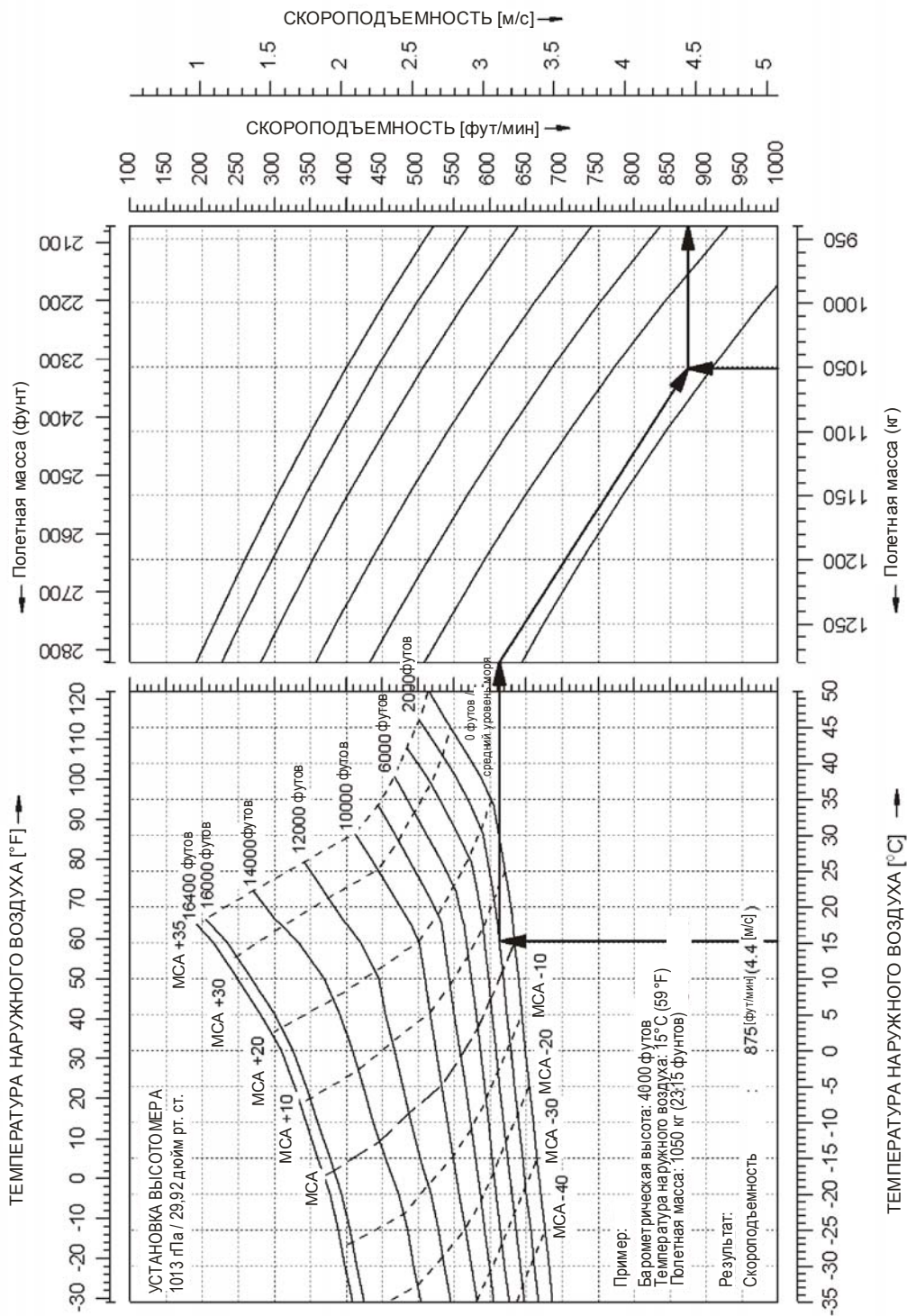
$$\text{Градиент [\%]} = \frac{\text{скороподъемность} \quad \text{[м/с]}}{\text{Истинная возд.} \quad \text{скорость [узлы]}} \cdot 190$$

#### **ПРИМЕЧАНИЕ**

При эксплуатации без обтекателей колес принять уменьшение скороподъемности на 20 фут/мин.



DA 40 NG — ХАРАКТЕРИСТИКИ ПРИ НАБОРЕ ВЫСОТЫ — НАБОР  
ВЫСОТЫ ПРИ ВЗЛЕТЕ



### **5.3.9 ХАРАКТЕРИСТИКИ ПРИ НАБОРЕ ВЫСОТЫ — КРЕЙСЕРСКИЙ ПОЛЕТ**

- Условия:
- РУД .....нагрузка 92 %, или не более 2100 об/мин
  - Закрылки .....УБРАТЬ
  - Воздушная скорость .....88 узлов (приборная)

#### **ПРИМЕЧАНИЕ**

На номограмме на следующей странице показана скороподъемность самолета. Градиент набора высоты сложно определить по номограмме; для его расчета пользоваться следующими формулами:

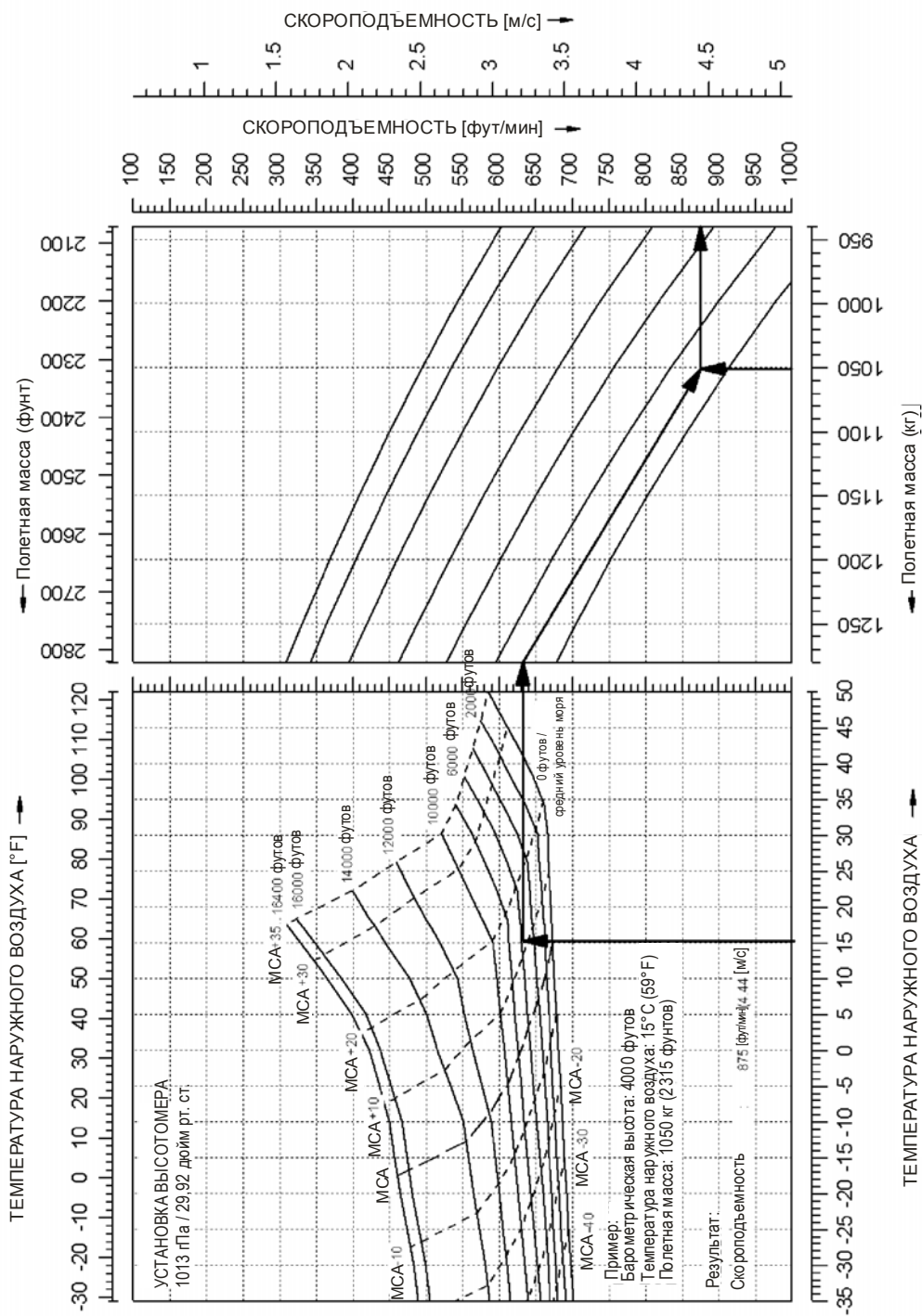
$$\text{Градиент [\%]} = \frac{\text{скороподъемность} \begin{matrix} \text{[фут/мин]} \end{matrix}}{\text{Истинная возд.} \begin{matrix} \text{скорость [узлы]} \end{matrix}} \cdot 0,95$$

$$\text{Градиент [\%]} = \frac{\text{скороподъемность} \begin{matrix} \text{[м/с]} \end{matrix}}{\text{Истинная возд.} \begin{matrix} \text{скорость [узлы]} \end{matrix}} \cdot 190$$

#### **ПРИМЕЧАНИЕ**

При эксплуатации без обтекателей колес принять уменьшение скороподъемности на 40 фут/мин.

DA 40 NG — ХАРАКТЕРИСТИКИ ПРИ НАБОРЕ ВЫСОТЫ —  
КРЕЙСЕРСКИЙ ПОЛЕТ

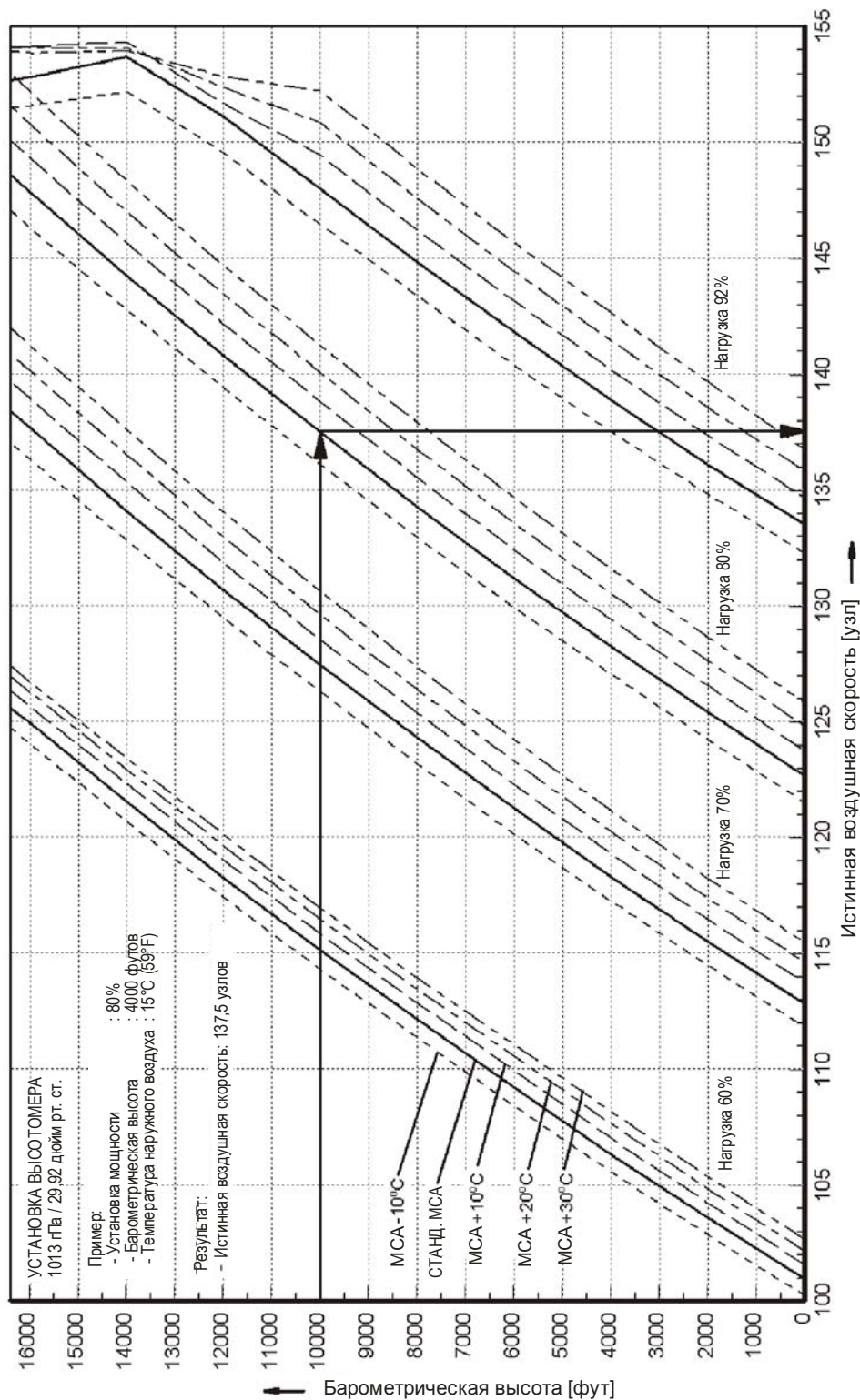


**5.3.10 КРЕЙСЕРСКИЙ ПОЛЕТ (ИСТИННАЯ ВОЗДУШНАЯ СКОРОСТЬ)**

**ПРИМЕЧАНИЕ**

При эксплуатации без обтекателей колес принять уменьшение истинной воздушной скорости на 4 % при всех установках мощности.

DA 40 NG — КРЕЙСЕРСКИЙ ПОЛЕТ (ИСТИННАЯ ВОЗДУШНАЯ СКОРОСТЬ)



### **5.3.11 ПОСАДОЧНАЯ ДИСТАНЦИЯ С ЗАКРЫЛКАМИ В ПОСАДОЧНОМ ПОЛОЖЕНИИ**

- Условия:
- РУД .....в положении IDLE (малый газ)
  - Закрылки .....в положении LDG (посадка)
  - Скорость захода на посадку ..... см. следующую таблицу:

Закрылки	940 кг (2072 фунта)	1000 кг (2205 фунтов)	1080 кг (2381 фунт)	1160 кг (2557 фунтов)	1216 кг (2681 фунт)	1280 кг (2822 фунта)
LDG (посадка)	66 узлов (приборная)	69 узлов (приборная)	72 узла (приборная)	74 узла (приборная)	76 узлов (приборная)	77 узлов (приборная)

- ВПП ..... ровная поверхность, асфальт

Значения для МСА на среднем уровне моря, при массе 1280 кг (2822 фунта)	
Посадочная дистанция от точки на высоте 50 футов (15 м) над посадочной поверхностью	632 м (2074 фута)
Пробег при посадке	303 м (994 фута)

Значения для МСА на среднем уровне моря, при массе 1216 кг (2681 фунт)	
Посадочная дистанция от точки на высоте 50 футов (15 м) над посадочной поверхностью	635 м (2083 фута)
Пробег при посадке	286 м (938 футов)

### **ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ**

Несоблюдение правил при техническом обслуживании самолета, отступление от установленного порядка эксплуатации и обслуживания, а также неблагоприятные внешние факторы (высокая температура, дождь, неблагоприятные условия по ветру, включая боковой ветер) ведут к увеличению посадочной дистанции.

## ВНИМАНИЕ

Для безопасной посадки располагаемая длина ВПП должна быть не меньше посадочной дистанции от точки на высоте 50 футов (15 м) над посадочной поверхностью.

## ВНИМАНИЕ

В следующем ПРИМЕЧАНИИ указаны типовые значения. На мокрой грунтовой ВПП или мокрой ВПП с мягким травяным покрытием посадочная дистанция может существенно превышать указанные ниже значения. В любом случае пилот обязан учесть состояние ВПП, чтобы обеспечить безопасность посадки.

## ПРИМЕЧАНИЕ

При посадке на сухую ВПП с травяным покрытием (стриженная трава) необходимо принять следующие поправки по сравнению с ВПП с искусственным покрытием:

- Травяное покрытие высотой до 5 см (2 дюймов): увеличение пробега при посадке на 30 %.
- Травяное покрытие высотой более 5 см (2 дюймов): увеличение пробега при посадке не менее чем на 45 %.

## ПРИМЕЧАНИЕ

Для мокрого травяного покрытия или мягкого грунта дополнительно принять увеличение пробега при посадке на 15 %.

## ПРИМЕЧАНИЕ

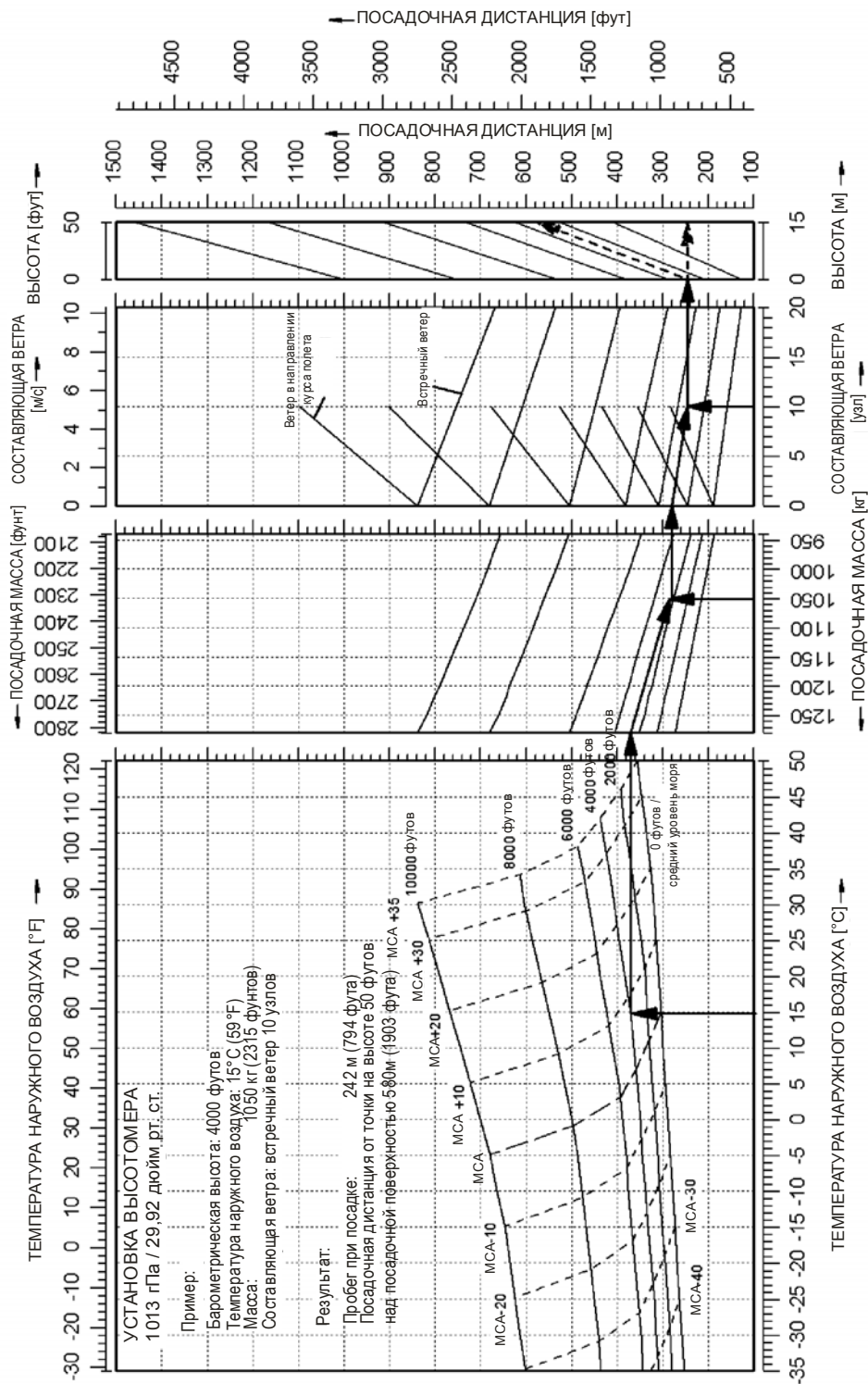
Наличие нисходящего уклона величиной 2 % (2 м на 100 м или 2 фута на 100 футов) ведет к увеличению посадочной дистанции приблизительно на 12 %. Влияние на пробег при посадке может быть еще более значительным.

## ПРИМЕЧАНИЕ

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



# DA 40 NG — ПОСАДОЧНАЯ ДИСТАНЦИЯ С ЗАКРЫЛКАМИ В ПОСАДОЧНОМ ПОЛОЖЕНИИ





**5.3.12 ПОСАДОЧНАЯ ДИСТАНЦИЯ С ЗАКРЫЛКАМИ В НЕШТАТНОМ ПОЛОЖЕНИИ**

- Условия:
- РУД ..... в положении IDLE (малый газ)
  - Закрылки ..... УБРАТЬ
  - Скорость захода на посадку ..... см. следующую таблицу:

Закрылки	940 кг (2072 фунта)	1000 кг (2205 фунтов)	1080 кг (2381 фунт)	1160 кг (2557 фунтов)	1216 кг (2681 фунт)	1280 кг (2822 фунта)
UP (убраны)	71 узел (приборная)	73 узла (приборная)	78 узлов (приборная)	81 узел (приборная)	82 узла (приборная)	83 узла (приборная)

- ВПП ..... ровная поверхность, асфальт

**Значения для МСА на среднем уровне моря, при массе 1280 кг (2822 фунта)**

Посадочная дистанция от точки на высоте 50 футов (15 м) над посадочной поверхностью	771 м (2530 футов)
Пробег при посадке	355 м (1165 футов)

**Значения для МСА на среднем уровне моря, при массе 1216 кг (2681 фунт)**

Посадочная дистанция от точки на высоте 50 футов (15 м) над посадочной поверхностью	776 м (2546 футов)
Пробег при посадке	331 м (1086 футов)

**ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ**

Несоблюдение правил при техническом обслуживании самолета, отступление от установленного порядка эксплуатации и обслуживания, а также неблагоприятные внешние факторы (высокая температура, дождь, неблагоприятные условия по ветру, включая боковой ветер) ведут к увеличению посадочной дистанции.

## ВНИМАНИЕ

Для безопасной посадки располагаемая длина ВПП должна быть не меньше посадочной дистанции от точки на высоте 50 футов (15 м) над посадочной поверхностью.

## ВНИМАНИЕ

В следующем ПРИМЕЧАНИИ указаны типовые значения. На мокрой грунтовой ВПП или мокрой ВПП с мягким травяным покрытием посадочная дистанция может существенно превышать указанные ниже значения. В любом случае пилот обязан учесть состояние ВПП, чтобы обеспечить безопасность посадки.

## ПРИМЕЧАНИЕ

При посадке на сухую ВПП с травяным покрытием (стриженная трава) необходимо принять следующие поправки по сравнению с ВПП с искусственным покрытием:

- Травяное покрытие высотой до 5 см (2 дюймов):  
увеличение пробега при посадке на 40 %.
- Травяное покрытие высотой более 5 см (2 дюймов):  
увеличение пробега при посадке не менее чем на 60 %.

## ПРИМЕЧАНИЕ

Для мокрого травяного покрытия или мягкого грунта дополнительно принять увеличение пробега при посадке на 20 %.

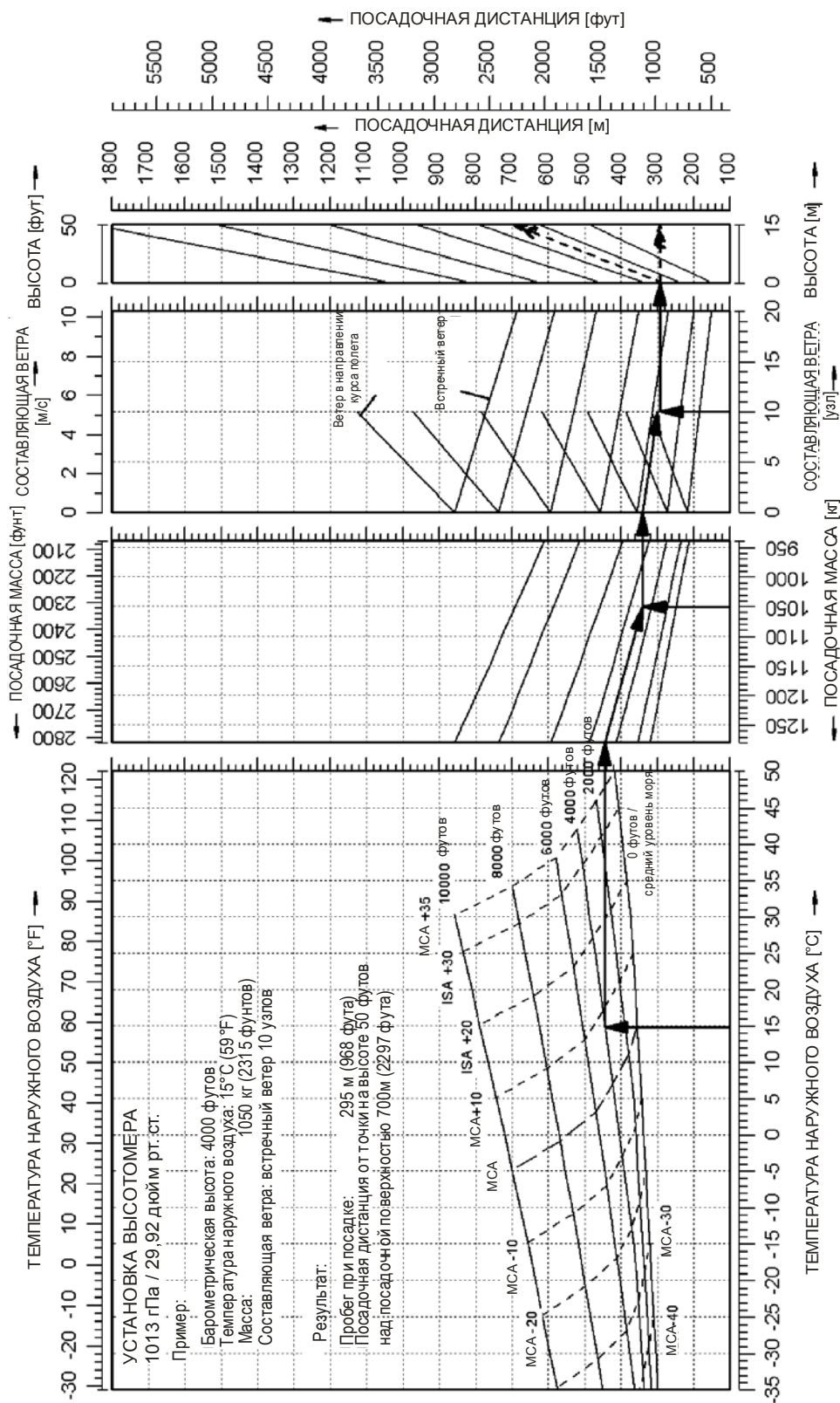
## ПРИМЕЧАНИЕ

Наличие нисходящего уклона величиной 2 % (2 м на 100 м или 2 фута на 100 футов) ведет к увеличению посадочной дистанции приблизительно на 10 %. Влияние на пробег при посадке может быть еще более значительным.

## ПРИМЕЧАНИЕ

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

# DA 40 NG — ПОСАДОЧНАЯ ДИСТАНЦИЯ С ЗАКРЫЛКАМИ В НЕШТАТНОМ ПОЛОЖЕНИИ



### **5.3.13 ГРАДИЕНТ НАБОРА ВЫСОТЫ ПРИ УХОДЕ НА ВТОРОЙ КРУГ**

Посадочная масса 1216 кг (2681 фунт)

#### **ПРИМЕЧАНИЕ**

При эксплуатации без обтекателей колес постоянный градиент набора высоты уменьшается до 6,0 % (соответствует углу набора высоты 3,4°), или 452 фут/мин.

Условия:

- РУД .....в положении MAX (максимум)
- Закрылки.....в положении LDG (посадка)
- Воздушная скорость: .....76 узлов (приборная)

<b>Значение для МСА на среднем уровне моря, при массе 1216 кг (2681 фунт)</b>	
Постоянный градиент набора высоты	6,6 % (соответствует углу набора высоты 3,8°), или 492 фут/мин

Постоянный градиент набора высоты	6,6 % (соответствует углу набора высоты 3,8°), или 492 фут/мин
-----------------------------------	--

Посадочная масса свыше 1216 кг (2681 фунт) до 1280 кг (2822 фунта)

### ПРИМЕЧАНИЕ

Допускается посадка с массой от 1216 кг (2681 фунт) до 1280 кг (2822 фунта). Такая посадка считается нештатной эксплуатационной процедурой. См. раздел 4В.8.

### ПРИМЕЧАНИЕ

При эксплуатации без обтекателей колес постоянный градиент набора высоты уменьшается до 4,9 % (соответствует углу набора высоты 2,8°), или 380 фут/мин.

Условия:

- РУД .....в положении MAX (максимум)
- Закрылки.....в положении LDG (посадка)
- Воздушная скорость: .....77 узлов (приборная)

Значение для МСА на среднем уровне моря, при массе 1280 кг (2822 фунта)	
Постоянный градиент набора высоты	5,5 % (соответствует углу набора высоты 3,1°), или 420 фут/мин

### **5.3.14 ПЛАНИРОВАНИЕ**

В следующей таблице приведены значения относительной дальности планирования и соответствующей максимальной дальности планирования в морских милях на каждую 1000 футов (305 м) потери высоты при планировании при нулевом ветре.

	Относительная дальность планирования	Максимальная дальность планирования на 1000 футов (305 м) потери высоты
Воздушный винт в режиме авторотации	1 : 9,7	1,59 мор. мили (2,94 км)

Условия:

- Закрылки.....УБРАТЬ
- Воздушная скорость .....88 узлов (приборная)

### **ВНИМАНИЕ**

Воздушный винт остается в режиме авторотации во всех ожидаемых условиях. Запрещается намеренно останавливать воздушный винт.

### **ПРИМЕЧАНИЕ**

При остановленном воздушном винте указанные значения уменьшаются.

### **ПРИМЕЧАНИЕ**

При полете без обтекателей колес относительная дальность планирования уменьшается до 9,4; т.е. на каждую 1000 футов (305 м) потери высоты максимальная дальность планирования при нулевом ветре составляет 1,54 морской мили (2,85 км). При этом воздушный винт остается в режиме авторотации.

### **5.3.15 УТВЕРЖДЕННЫЕ ШУМОВЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ**

ИКАО, Приложение 16, глава X .....74,5 дБ(А)

CS-36, подраздел C .....74,5 дБ(А)

Стр. 5 - 30	Ред. 1	15 марта 2011 г.	Док. № 6.01.15-Е
-------------	--------	------------------	------------------

**РАЗДЕЛ 6****ВЕСОВЫЕ И ЦЕНТРОВОЧНЫЕ ДАННЫЕ / ПЕРЕЧЕНЬ  
ОБОРУДОВАНИЯ**

	Стр.
6.1 ВВЕДЕНИЕ.....	6-2
6.2 БАЗОВАЯ ПЛОСКОСТЬ.....	6-3
6.3 ПРОТОКОЛ ВЗВЕШИВАНИЯ И ОПРЕДЕЛЕНИЯ ЦЕНТРОВКИ .....	6-3
6.4 ПОЛЕТНАЯ МАССА И ЦЕНТРОВКА.....	6-5
6.4.1 ПЛЕЧО МОМЕНТА.....	6-7
6.4.2 СХЕМА ЗАГРУЗКИ.....	6-8
6.4.3 РАСЧЕТ ВАРИАНТА ЗАГРУЗКИ.....	6-9
6.4.4 ДОПУСТИМЫЙ ДИАПАЗОН ЦЕНТРОВОК.....	6-13
6.4.5 ДОПУСТИМЫЙ ДИАПАЗОН МОМЕНТОВ .....	6-14
6.5 ПЕРЕЧЕНЬ ОБОРУДОВАНИЯ И ПЕРЕЧЕНЬ УСТАНОВЛЕННОГО ОБОРУДОВАНИЯ.....	6-15

## **6.1 ВВЕДЕНИЕ**

Для обеспечения летно-технических и пилотажных характеристик, указанных в настоящем Руководстве по летной эксплуатации, а также безопасности полетов, эксплуатация самолета должна осуществляться в пределах диапазона допустимых значений веса и центровки.

Пилот обязан контролировать вес и центровку самолета и не допускать превышения установленных пределов. При этом необходимо учитывать смещение центровки по мере выработки топлива. Информация о допустимом диапазоне центровки в полете приведена в разделе 2.

В этом разделе описывается порядок определения положения ЦТ при заданной полетной массе. Кроме того, приводится полный перечень оборудования, разрешенного к применению на данном самолете («Перечень оборудования»), а также перечень оборудования, установленного на момент взвешивания самолета («Перечень установленного оборудования»).

Перед поставкой самолета на предприятии-изготовителе было произведено определение массы пустого самолета и соответствующей центровки. Эти данные приводятся в разделе 6.3 «ПРОТОКОЛ ВЗВЕШИВАНИЯ И ОПРЕДЕЛЕНИЯ ЦЕНТРОВКИ».

### **ПРИМЕЧАНИЕ**

После изменения конфигурации установленного оборудования необходимо заново определить массу пустого самолета и соответствующую центровку путем расчетов или взвешивания.

После ремонта или окраски необходимо заново определить массу пустого самолета и соответствующую центровку путем взвешивания.

Масса пустого самолета, центровка пустого самолета и момент при массе пустого самолета в Протоколе взвешивания и определения центровки должны быть заверены уполномоченным лицом.

Стр. 6 - 2	Ред. 1	15 марта 2011 г.	Док. № 6.01.15-Е
------------	--------	------------------	------------------



## ПРИМЕЧАНИЕ

Порядок преобразования единиц СИ в единицы американской системы и обратно см. в разделе 1.6 «ЕДИНИЦЫ ИЗМЕРЕНИЯ».

### **6.2 БАЗОВАЯ ПЛОСКОСТЬ**

Базовая плоскость (БП) — это плоскость, перпендикулярная продольной оси самолета, расположенная в передней части самолета по направлению его полета. Продольная ось самолета параллельна верхней поверхности клина с соотношением сторон 600:31, размещенного на хвостовой части фюзеляжа перед килем. Когда верхняя поверхность клина расположена горизонтально, базовая плоскость вертикальна. Базовая плоскость расположена на расстоянии 2,194 м (86,38 дюйма) спереди от крайней передней точки корневой нервюры крыла.

### **6.3 ПРОТОКОЛ ВЗВЕШИВАНИЯ И ОПРЕДЕЛЕНИЯ ЦЕНТРОВКИ**

Масса пустого самолета и соответствующая центровка перед поставкой самолета вносятся в Протокол взвешивания и определения центровки (первые записи). Все изменения конфигурации установленного постоянного оборудования, все случаи ремонта самолета, влияющие на массу или центровку пустого самолета, должны регистрироваться в Протоколе взвешивания и определения центровки.

Для расчета полетной массы и соответствующей центровки (или момента) необходимо всегда пользоваться текущими значениями массы пустого самолета и соответствующей центровки (или момента), указанными в Протоколе взвешивания и определения центровки.

Состояние самолета для определения массы пустого самолета:

- Набор оборудования в соответствии с Перечнем установленного оборудования (см. раздел 6.5)
- С тормозной жидкостью, смазочными материалами (1,0 л / 1,06 кварты), охлаждающей жидкостью (7,5 л / 7,93 кварты), маслом редуктора (2,1 л / 2,22 кварты), маслом двигателя (7,0 л / 7,4 кварты), а также невырабатываемым остатком топлива (2,0 ам. галл / около 7,6 л).

## ПРОТОКОЛ ВЗВЕШИВАНИЯ И ОПРЕДЕЛЕНИЯ ЦЕНТРОВКИ

(Заполняется каждый раз при изменении конструкции или состава оборудования самолета)

[illegible]

## **6.4 ПОЛЕТНАЯ МАССА И ЦЕНТРОВКА**

Приведенная в данном разделе информация позволит вам в ходе эксплуатации самолета DA 40 NG придерживаться установленных пределов веса и центровки. Для расчета полетной массы и соответствующей центровки необходимы следующие таблицы и номограммы:

### 6.4.1 ПЛЕЧО МОМЕНТА

### 6.4.2 СХЕМА ЗАГРУЗКИ

### 6.4.3 РАСЧЕТ ВАРИАНТА ЗАГРУЗКИ

### 6.4.4 ДОПУСТИМЫЙ ДИАПАЗОН ЦЕНТРОВОК

### 6.4.5 ДОПУСТИМЫЙ ДИАПАЗОН МОМЕНТОВ

Порядок пользования номограммами:

1. Взять массу пустого самолета и момент при массе пустого самолета, указанные в Протоколе взвешивания и определения центровки, вписать эти значения в соответствующие строки в графе «Ваш DA 40 NG» в таблице 6.4.3 «РАСЧЕТ ВАРИАНТА ЗАГРУЗКИ».
2. По показаниям индикаторов количества топлива определить количество топлива. Если количество топлива по показаниям топливомера равно 14 ам. галл, фактическое количество топлива в баке увеличенной емкости может составлять до 19,5 ам. галл. В этом случае точное количество необходимо определить, пользуясь резервными средствами индикации количества топлива.
3. Для каждого варианта загрузки умножить значение массы на плечо момента, полученное произведение (момент) вписать в соответствующую графу в таблице 6.4.3 «РАСЧЕТ ВАРИАНТА ЗАГРУЗКИ».
4. Прибавить значения масс и моментов, указанные в соответствующих графах. Общие значения моментов можно округлить до единиц. Положение ЦТ рассчитывается путем деления суммарного момента на суммарную массу (строка 6 для состояния с пустыми топливными баками, строка 8 — для состояния перед взлетом). Полученное положение ЦТ должно находиться в установленных пределах.

В качестве иллюстрации значения суммарной массы и положения ЦТ показаны на номограмме 6.4.4 «ДОПУСТИМЫЙ ДИАПАЗОН ЦЕНТРОВОК». Номограмма позволяет убедиться в том, что текущая конфигурация самолета не выходит за допустимые пределы.

Док. № 6.01.15-Е	Ред. 1	15 марта 2011 г.	Стр. 6 - 5
------------------	--------	------------------	------------

5. Графический способ:

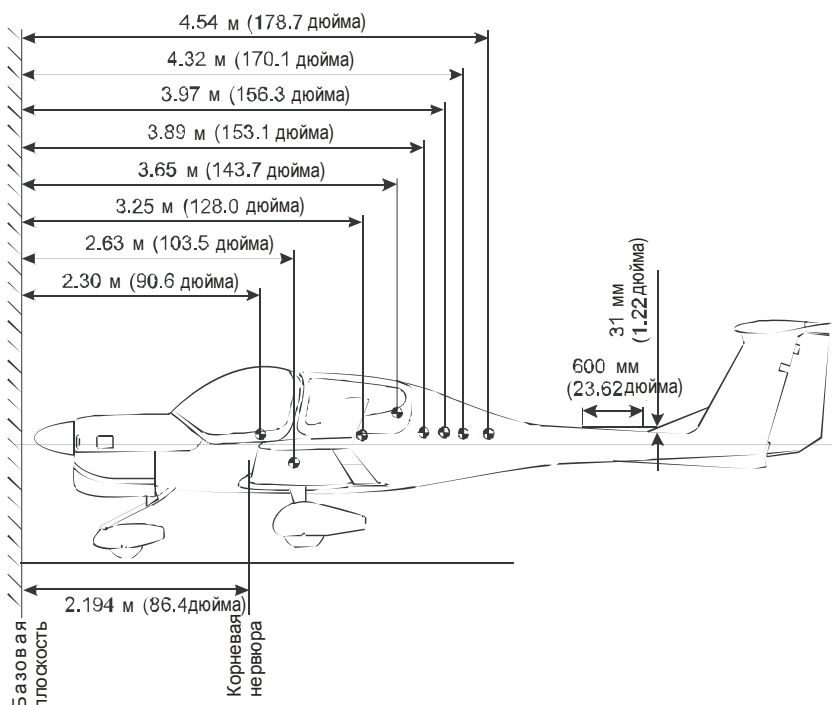
Определение моментов производится по номограмме 6.4.2 «СХЕМА ЗАГРУЗКИ». Добавляются значения масс и моментов для отдельных вариантов загрузки. После этого по номограмме 6.4.5 «ДОПУСТИМЫЙ ДИАПАЗОН МОМЕНТОВ» определяется, находится ли суммарный момент, соответствующий суммарной массе, в пределах допустимого диапазона.

Результат определения момента графическим способом, однако, не обладает необходимой точностью. В сомнительных случаях результат необходимо проверить, пользуясь расчетным способом, приведенным выше.

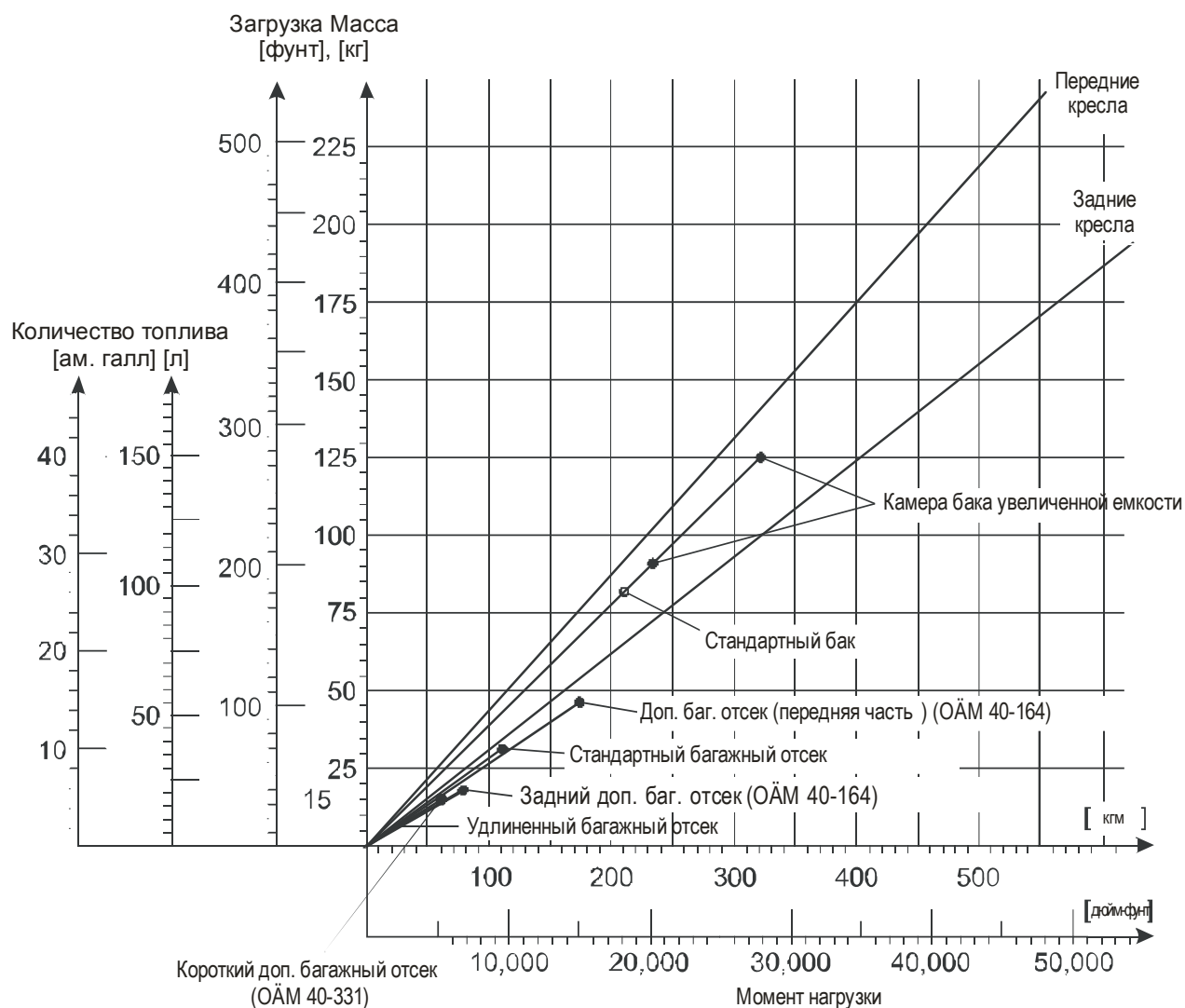
#### 6.4.1 ПЛЕЧО МОМЕНТА

Наиболее важные значения плеч сзади от базовой плоскости:

- Передние кресла: 2,30 м 90,6 дюйма
- Задние кресла: 3,25 м 128,0 дюймов
- Крыльевой топливный бак (стандартный и увеличенной емкости): 2,63 м 103,5 дюйма
- Багаж в стандартном отсеке: 3,65 м 143,7 дюйма
  - Багаж в удлиненном багажном отсеке : 4,32 м 170,1 дюйма
  - Багаж в коротком дополнительном багажном отсеке (устанавливается по рекомендации ОАМ 40-331): 3,97 м 156,3 дюйма
- Багаж в дополнительном багажном отсеке (устанавливается по рекомендации ОАМ 40-164):
  - Передняя часть: 3,89 м 153,1 дюйма
  - Задняя часть: 4,54 м 178,7 дюйма



## 6.4.2 СХЕМА ЗАГРУЗКИ



**6.4.3 РАСЧЕТ ВАРИАНТА ЗАГРУЗКИ**а) Исполнение со стандартными баками

РАСЧЕТ ВАРИАНТА ЗАГРУЗКИ	DA 40 NG (пример)		Ваш DA 40 NG	
	Масса [кг] [фунт]	Момент [кгм] [дюйм-фунт]	Масса [кг] [фунт]	Момент [кгм] [дюйм-фунт]
1. Масса пустого самолета (указанная в Протоколе взвешивания и определения центровки)	900 1984	2180,8 189 253		
2. Передние кресла Плечо рычага: 2,30 м (90,6 дюйма)	150 331	345,0 29 989		
3. Задние кресла Плечо рычага: 3,25 м (128,0 дюймов)	0 0	0 0		
4. Стандартный багажный отсек Плечо рычага: 3,65 м (143,7 дюйма)	20 44	73,0 6323		
5. Удлиненный багажный отсек Плечо рычага: 4,32 м (170,1 дюйма)	0 0	0 0		
6. Короткий дополнительный багажный отсек (устанавливается по рекомендации ОАМ 40-331) Плечо рычага: 3,97 м (156,3 дюйма)	0 0	0 0		
7. Передний багажный отсек (по рекомендации ОАМ 40-164) Плечо рычага: 3,89 м (153,1 дюйма)	0 0	0 0		
8. Задний дополнительный багажный отсек (по рекомендации ОАМ 40-164) Плечо рычага: 4,54 м (178,7 дюйма)	0 0	0 0		

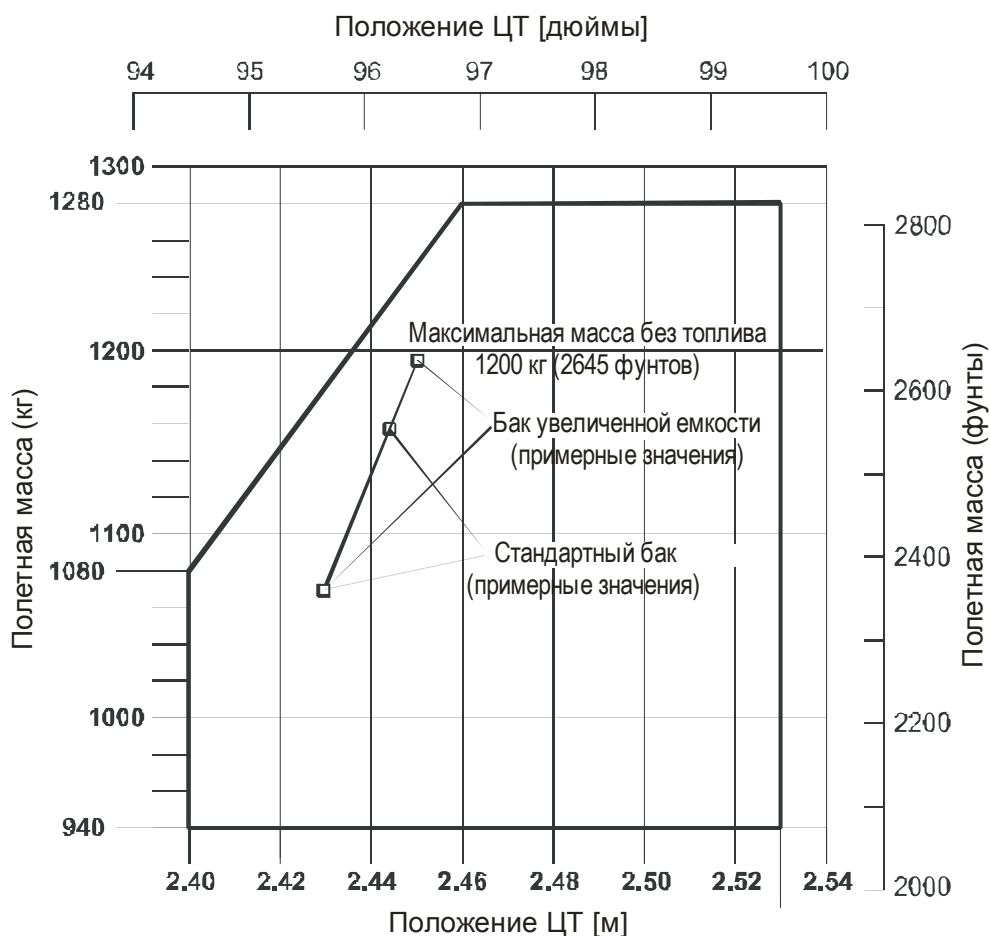
РАСЧЕТ ВАРИАНТА ЗАГРУЗКИ	DA 40 NG (пример)		Ваш DA 40 NG	
	Масса [кг] [фунт]	Момент [кгм] [дюйм-фунт]	Масса [кг] [фунт]	Момент [кгм] [дюйм-фунт]
9. Суммарная масса и суммарный момент с пустыми топливными баками (сумма пп. 1 - 8)	1070 2359	2598,8 225 565		
10. Расходуемое топливо на борту (0,84 кг/л) (7,01 фунта/ам. галл) Плечо рычага: 2,63 м (103,5 дюйма)	89 196	234,1 20 286		
11. Суммарная масса и суммарный момент с полными топливными баками (сумма пп. 9 - 10)	1159 2555	2832,9 245 851		
<p>12. Значения суммарных моментов, указанные в строках 9 и 11 (2598,8 и 2832,9 кгм) (225 565 и 245 851 дюйм-фунта), необходимо разделить на соответствующие суммарные значения массы (1070 и 1159 кг соответственно) (2359 и 2555 фунтов) и найти результаты на номограмме в разделе 6.4.4 «ДОПУСТИМЫЙ ДИАПАЗОН ЦЕНТРОВОК».</p> <p>В нашем примере положения ЦТ (2,429 м и 2,444 м соответственно) (95,62 и 96,22 дюйма) и значения массы укладываются в разрешенные пределы; данный вариант загрузки допустим.</p>				



b) Исполнение с баками увеличенной емкости

РАСЧЕТ ВАРИАНТА ЗАГРУЗКИ	DA 40 NG (пример)		Ваш DA 40 NG	
	Масса [кг] [фунт]	Момент [кгм] [дюйм-фунт]	Масса [кг] [фунт]	Момент [кгм] [дюйм-фунт]
1. 1. Масса пустого самолета (указанная в Протоколе взвешивания и определения центровки)	900 1984	2180,8 189 253		
2. Передние кресла Плечо рычага: 2,30 м (90,6 дюйма)	150 331	345,0 29 989		
3. Задние кресла Плечо рычага: 3,25 м (128,0 дюймов)	0 0	0 0		
4. 4. Стандартный багажный отсек Плечо рычага: 3,65 м (143,7 дюйма)	20 44	73,0 6323		
5. Удлиненный багажный отсек Плечо рычага: 4,32 м (170,1 дюйма)	0 0	0 0		
6. 6. Короткий дополнительный багажный отсек (устанавливается по рекомендации ОАМ 40-331) Плечо рычага: 3,97 м (156,3 дюйма)	0 0	0 0		
7. Передний багажный отсек (по рекомендации ОАМ 40-164) Плечо рычага: 3,89 м (153,1 дюйма)	0 0	0 0		
8. Задний дополнительный багажный отсек (по рекомендации ОАМ 40-164) Плечо рычага: 4,54 м (178,7 дюйма)	0 0	0 0		

РАСЧЕТ ВАРИАНТА ЗАГРУЗКИ	DA 40 NG (пример)		Ваш DA 40 NG	
	Масса [кг] [фунт]	Момент [кгм] [дюйм-фунт]	Масса [кг] [фунт]	Момент [кгм] [дюйм-фунт]
9. Суммарная масса и суммарный момент с пустыми топливными баками (сумма пп. 1 - 8)	1070 2359	2598,8 225 565		
10. Расходуемое топливо на борту (0,84 кг/л) (7,01 фунта/ам. галл) Плечо рычага: 2,63 м (103,5 дюйма)	124 273	326,1 28 256		
11. Суммарная масса и суммарный момент с полными топливными баками (сумма пп. 9 - 10)	1194 2632	2924,9 253 821		
<p>12. Значения суммарных моментов, указанные в строках 9 и 11 (2598,8 и 2924,9 кгм) (225 565 и 253 821 дюйм-фунта), необходимо разделить на соответствующие суммарные значения массы (1070 и 1194 кг соответственно) (2359 и 2632 фунта) и найти результаты на номограмме в разделе 6.4.4 «ДОПУСТИМЫЙ ДИАПАЗОН ЦЕНТРОВОК».</p> <p>В нашем примере положения ЦТ (2429 м и 2450 м соответственно) (95,62 и 96,44 дюйма) и значения массы укладываются в разрешенные пределы; данный вариант загрузки допустим.</p>				

**6.4.4 ДОПУСТИМЫЙ ДИАПАЗОН ЦЕНТРОВОК**

Положения ЦТ на номограмме показаны для примеров, приведенных в таблицах а) и б), стр. 6 - 8, в разделе 6.4.3 «РАСЧЕТ ВАРИАНТА ЗАГРУЗКИ».

Положение центра тяжести в полете должно находиться в следующих пределах:

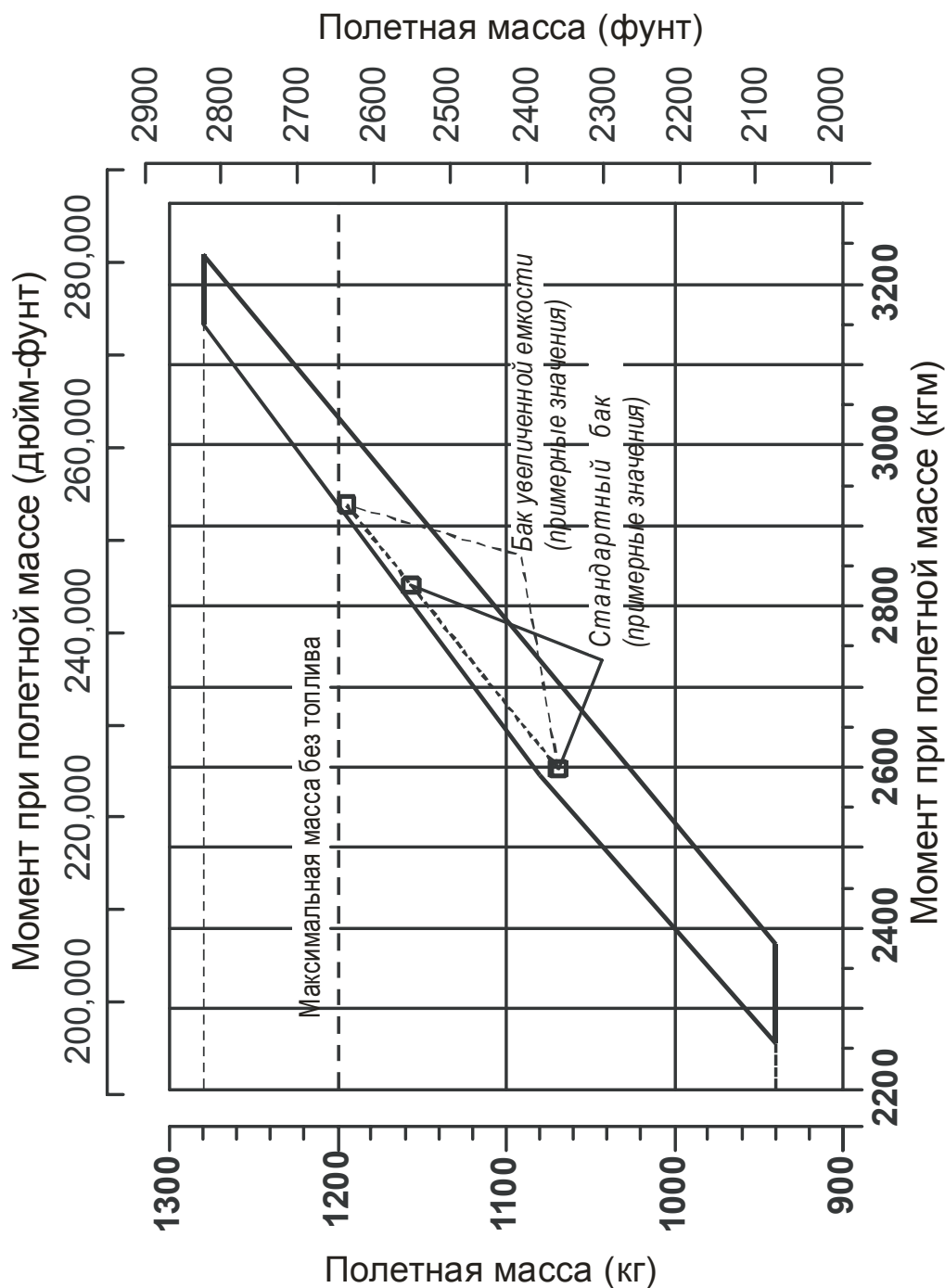
Крайнее переднее положение ЦТ:

на 2,40 м (94,5 дюйма) сзади от базовой плоскости при массе от 940 до 1080 кг (от 2072 до 2381 фунта) на 2,46 м (96,9 дюйма) сзади от базовой плоскости при массе 1280 кг (2822 фунта)  
в указанных пределах линейное изменение положения

Крайнее заднее положение ЦТ:

на 2,53 м (99,6 дюйма) сзади от базовой плоскости при массе от 940 кг (2072 фунта) до 1280 кг (2822 фунта)

#### 6.4.5 ДОПУСТИМЫЙ ДИАПАЗОН МОМЕНТОВ



**6.5 ПЕРЕЧЕНЬ ОБОРУДОВАНИЯ И ПЕРЕЧЕНЬ УСТАНОВЛЕННОГО  
ОБОРУДОВАНИЯ**

В приведенном ниже перечне оборудования перечислено все оборудование, разрешенное к установке на самолете DA 40 NG.

Напротив оборудования, установленного на вашем самолете, в соответствующей графе сделана отметка. Оборудование, помеченное как «установленное», входит в Перечень установленного оборудования.

**ПРИМЕЧАНИЕ**

Не допускается установка оборудования из приведенного ниже перечня в любой произвольной конфигурации. Перед демонтажом и установкой оборудования, за исключением замены деталей аналогичными, необходимо проконсультироваться с изготовителем самолета.

Серийный № самолета:		Регистрация:		Дата:		Масса		Плечо рычага	
Описание	Тип	Шифр	Изготовитель	Сер. №	Установлено	фунт	кг	дюйм	м
<b>ОХЛАЖДЕНИЕ БРЭО</b>									
Вентилятор охлаждения БРЭО	SAFE 328	305 467-00	Sandia Aerospace						
Вентилятор охлаждения основного пилотажного индикатора (PFD)	SAFE 128	305 468-00	Sandia Aerospace						
Вентилятор охлаждения многофункционального индикатора (MFD)	SAFE 128	305 468-00	Sandia Aerospace						
<b>СИСТЕМА АВТОПИЛОТА</b>									
Сервомеханизм управления по тангажу	GSA81	011-00878-00	Garmin						
Узел крепления сервомеханизма управления по тангажу	GSM 85	011-00894-07	Garmin						
Сервомеханизм управления по крену	GSA81	011-00878-00	Garmin						
Узел крепления сервомеханизма управления по крену	GSM 85	011-00894-07	Garmin						
Сервомеханизм управления продольной балансировкой	GSA81	011-00878-00	Garmin						
Узел крепления сервомеханизма управления продольной балансировкой	GSM 85	011-00894-04	Garmin						
Ручка управления		DA4-2213-12-90	Diamond Aircraft						
Переключатель режима совмещенного управления (CWS)		031-00514-0000	Bendix/King						
Выключатель AP DISC (выключатель отключения автопилота)		031-00428-0000	Bendix/King						
Переключатель триммера в сборе		200-09187-0000	Bendix/King						
<b>ЭЛЕКТРИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ</b>									
Главная аккумуляторная батарея	RG24-15		Concorde						
Резервная батарея		D60-2560-91-00	Diamond Aircraft						
Резервная аккумуляторная батарея блока управления двигателем (2 шт.)	LC-R127R2P		Panasonic						
Разъем аэродромного питания		DA4-2443-10-00	Diamond Aircraft						
Дополнительный генератор		ES-10024B-2	Kelly Aerospace						

Серийный № самолета:		Регистрация:		Дата:		Масса		Плечо рычага	
Описание	Тип	Шифр	Изготовитель	Сер. №	Установлено	фунт	кг	дюйм	м
Шкив привода генератора		D44-2416-00-34X01	Diamond Aircraft						
Вентилятор охлаждения редуктора двигателя в сборе		D44-2416-20-00	Diamond Aircraft						
Опора шкива на фланце воздушного винта		D44-2416-00-52.1	Diamond Aircraft						
Клиновой ремень дополнительного генератора		ISO 4184 XPZ	Diamond Aircraft						
Регулятор дополнительного генератора		VR2000-28-1	Electrosystems Inc.						
<b>СИСТЕМА ВЕНТИЛЯЦИИ И ОХЛАЖДЕНИЯ КАБИНЫ</b>									
Центральный блок системы вентиляции и охлаждения кабины		D44-2151-00-00	Diamond Aircraft						
<b>Оборудование</b>									
Ремень безопасности пилота	Серия 5-01-()	5-01-1C0710	Schroth			2,110	0,960	92,520	2,350
Ремень безопасности второго пилота	Серия 5-01-()	5-01-1C5710	Schroth			2,110	0,960	92,520	2,350
Ремень безопасности левого пассажира	Серия 5-01-()	5-01-1B5710	Schroth			2,250	1,020	126,800	3,220
Ремень безопасности правого пассажира	Серия 5-01-()	5-01-1B0710	Schroth			2,250	1,020	126,800	3,220
Ремень безопасности пилота	Серия 5-01-()	5-01-2G0710	Schroth			2,110	0,960	92,520	2,350
Ремень безопасности второго пилота	Серия 5-01-()	5-01-2G5710	Schroth			2,110	0,960	92,520	2,350
Ремень безопасности левого пассажира	Серия 5-01-()	5-01-2H5710	Schroth			2,250	1,020	126,800	3,220
Ремень безопасности правого пассажира	Серия 5-01-()	5-01-2H0710	Schroth			2,250	1,020	126,800	3,220
Ремень безопасности пилота	Серия 5-01-()	5-01-2G0701	Schroth			2,110	0,960	92,520	2,350
Ремень безопасности второго пилота	Серия 5-01-()	5-01-2G5701	Schroth			2,110	0,960	92,520	2,350
Ремень безопасности левого пассажира	Серия 5-01-()	5-01-2H5701	Schroth			2,250	1,020	126,800	3,220
Ремень безопасности правого пассажира	Серия 5-01-()	5-01-2H0701	Schroth			2,250	1,020	126,800	3,220
Ремень безопасности пилота	Серия 5-01-()	5-01-1C0701	Schroth			2,110	0,960	92,520	2,350

Серийный № самолета:		Регистрация:		Дата:		Масса		Плечо рычага	
Описание	Тип	Шифр	Изготовитель	Сер. №	Установлено	фунт	кг	дюйм	м
Ремень безопасности второго пилота	Серия 5-01-()	5-01 -1C5701	Schroth			2,110	0,960	92,520	2,350
Ремень безопасности левого пассажира	Серия 5-01-()	5-01-1B5701	Schroth			2,250	1,020	126,800	3,220
Ремень безопасности правого пассажира	Серия 5-01-()	5-01-1B0701	Schroth			2,250	1,020	126,800	3,220
Блок аварийного приводного передатчика	ME406	453-6603	Artex			2,064	0,936	179,700	4,565
Дистанционный переключатель авар. приводного передатчика		345-6196-04	Artex			0,251	0,114	152,800	3,880
Антенна аварийного приводного передатчика		110-773	Artex						
Зуммер		452-6505	Artex						
Заслонка для эксплуатации в зимних условиях		DA4-2157-00-00							
Узел швартовки на носовой опоре шасси		DA4-1001-00-00							
<b>АВАРИЙНО-СПАСАТЕЛЬНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ</b>									
Огнетушитель		HAL 1	AIR Total						
Комплект первой помощи									
Аварийный топор		G45912	Fiskars						
<b>ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ</b>									
Исполнительный механизм управления закрылками в сборе		43055	Krutz						
Устройство звуковой сигнализации предупреждения о приближении к режиму сваливания, в сборе	A	DA4-2739-10-00	Diamond Aircraft						
Устройство звуковой сигнализации предупреждения о приближении к режиму сваливания, в сборе	B	DA4-2739-10-00x01	Diamond Aircraft						
Устройство звуковой сигнализации предупреждения о приближении к режиму сваливания, в сборе	C	DA4-2739-10-00x02	Diamond Aircraft						
Устройство звуковой сигнализации предупреждения о приближении к режиму сваливания, в сборе	D	DA4-2739-10-00X03	Diamond Aircraft						
Устройство звуковой сигнализации предупреждения о приближении к режиму сваливания, в сборе	E	DA4-2739-10-00X04	Diamond Aircraft						
Устройство звуковой сигнализации предупреждения о приближении к режиму сваливания, в сборе	F	DA4-2739-10-00X05	Diamond Aircraft						



Серийный № самолета:		Регистрация:		Дата:		Масса		Плечо рычага	
Описание	Тип	Шифр	Изготовитель	Сер. №	Установлено	фунт	кг	дюйм	м
<b>ТОПЛИВНАЯ СИСТЕМА</b>									
Насос перекачки топлива		5100-00-9	Dukes Inc.						
<b>СИСТЕМА ИНДИКАЦИИ И РЕГИСТРАЦИИ ДАННЫХ</b>									
Основной пилотажный индикатор (PFD)	GDU 1040	011-00972-03	Garmin			6.400	2.900	70.080	1.780
Основной пилотажный индикатор (PFD)	GDU 1040	011-00972-10	Garmin			6.400	2.900	70.080	1.780
Основной пилотажный индикатор (PFD)	GDU 1040	011-00972-02	Garmin			6.400	2.900	70.080	1.780
Многофункциональный индикатор (MFD)	GDU 1044	011-01078-01	Garmin			6.400	2.900	70.080	1.780
Многофункциональный индикатор (MFD)	GDU 1044	011-01078-10	Garmin			6.400	2.900	70.080	1.780
Многофункциональный индикатор (MFD)	GDU 1040	011-00972-02	Garmin			6.400	2.900	70.080	1.780
Многофункциональный индикатор (MFD)	GDU 1040	011-00972-03	Garmin			6.400	2.900	70.080	1.780
Многофункциональный индикатор (MFD)	GDU 1040	011-00972-10	Garmin			6.400	2.900	70.080	1.780
Таймер продолжительности полета		85094-12	Hobbs						
<b>ГИДРАВЛИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ</b>									
Главный цилиндр		10-54A	Cleveland						
Кран стояночного тормоза		60-5D	Cleveland						
Тормоз в сборе		30-239B	Cleveland						
<b>СВЕТОТЕХНИЧЕСКОЕ ОБОРУДОВАНИЕ</b>									
Светильник для чтения карт в сборе		W1461.0.010	Rivoret						

Серийный № самолета:		Регистрация:		Дата:		Масса		Плечо рычага	
Описание	Тип	Шифр	Изготовитель	Сер. №	Установлено	фунт	кг	дюйм	м
Светильник освещения кабины		W1461.0.010	Rivoret						
Проблесковый / аэронавигационный огонь в сборе левый	A600-PR-D-28	01-0790006-05	Whelen			0,800	0,363	103,800	2,638
Проблесковый / аэронавигационный огонь в сборе правый	A600-PG-D-28	01-0790006-07	Whelen			0,800	0,363	103,800	2,638
Блок питания проблесковых огней левого / правого	A490ATS-CF-14/28	01-0770062-05	Whelen						
Рулежная фара	7034601	01-0770346-01	Whelen			0,990	0,449	79,920	2,030
Посадочная фара	7034601	01-0770346-01	Whelen			0,990	0,449	79,920	2,030
Лампа козырька в сборе		DA4-3311-10-02	Diamond Aircraft						
Инвертор лампы козырька		APVL328-4-1-L-5QF	Quantaflux						
Инвертор питания трафаретов		APVL328-4-1-L-15QF	Quantaflux						
Лампа для чтения карт / Лампа индивидуального освещения		RL6980-1	Birk Aerosystems						
<b>Связь/навигация</b>									
Антенна COMM 1	DMC63-1 / A		DM			0,400	0,180	177,100	4,500
Антенна COMM 2	DMC63-2		DM			0,400	0,180	155,100	3,940
Пульт управления звуковой сигнализацией / маркерным радиомаяком / системой внутренней связи	GMA1347	011-00809-00	Garmin						
Гарнитура пилота	Echelon 100		Telex						
Гарнитура пилота	HMEC25-KAP-2	025-230-715	Sennheiser						
Гарнитура второго пилота	Echelon 100		Telex						
Гарнитура второго пилота	HMEC25-KAP-2	025-230-715	Sennheiser						
Гарнитура левого пассажира	Echelon 100		Telex						
Гарнитура левого пассажира	HMEC25-KAP-2	025-230-715	Sennheiser						
Гарнитура правого пассажира	Echelon 100		Telex						
Гарнитура правого пассажира	HMEC25-KAP-2	025-230-715	Sennheiser						
Динамик	FRS8 / 4 Ом		Visaton						

Серийный № самолета:		Регистрация:		Дата:		Масса		Плечо рычага	
Описание	Тип	Шифр	Изготовитель	Сер. №	Установлено	фунт	кг	дюйм	м
Ручной микрофон	100 TRA	62800-001	Telex						
Приемник полного и статического давления с обогревом	AN5814-2	PST-305	Aeroinstruments						
Кран резервного приемника статического давления		DA4-3111-51-00	Diamond Aircraft						
Высотомер резервный		5934PD-3	United Instruments			0,496	0,225	70,080	1,780
Указатель воздушной скорости резервный	8025	8025-B890	United Instruments			0,680	0,308	70,080	1,780
Авиагоризонт резервный	4300	4300-206	Mid Continent Instr.			2,500	1,134	70,080	1,780
Компас магнитный		PG2C-28V	SIRS Navigation						
Датчик температуры наружного воздуха	GTP59	011-00978-00	Garmin						
Цифровая система воздушных параметров	GDC74A	011-00882-00	Garmin			1,690	0,770	70,080	1,780
Цифровая система воздушных параметров	GDC 74A	011-00882-10	Garmin			1,690	0,770	70,080	1,780
Интегрированный блок БРЭО 1	GIA 63	011-00781-01	Garmin			5,290	2,400	154,900	3,935
Интегрированный блок БРЭО 1	GIA 63W	011-01105-01	Garmin			5,290	2,400	154,900	3,935
Интегрированный блок БРЭО 2	GIA 63	011-00781-01	Garmin			5,290	2,400	154,900	3,935
Интегрированный блок БРЭО 2	GIA 63W	011-01105-01	Garmin			5,290	2,400	154,900	3,935
Ответчик	GTX33	011-00779-10	Garmin			3,100	1,410	153,100	3,890
Система курсовертикали GRS 77	GRS 77	011-00868-10	Garmin			2,800	1,270	154,900	3,935
Система курсовертикали GRS 77	GRS 77	011-00868-00	Garmin			2,800	1,270	154,900	3,935
Магнитометр	GMU44	011-00870-00	Garmin			0,350	0,160	103,800	2,638
Антенна приемников VOR / LOC / КГС	C1157P		Comant						
Разветвитель на 2 приемника VOR / 2 приемника сигнала КГС	C11125		Comant						
Антенна ответчика	KA 60	071-01591-0001	Bendix/King						
Антенна ответчика	KA 61	071-00221-0010	Bendix/King						
Антенна маркерного приемника	C1102		Comant						
Антенна GPS 1	GA 56	011-00134-00	Garmin			0,470	0,210	104,100	2,645

Серийный №:		Регистрация:		Дата:		Масса		Плечо рычага	
Описание	Тип	Шифр	Изготовитель	Сер. №	Установлено	фунт	кг	дюйм	м
Антенна GPS 1	GA 36	013-00244-00	Garmin			0,470	0,210	104,100	2,645
Антенна GPS 2	GA 56	011-00134-00	Garmin			0,470	0,210	104,100	2,645
Антенна GPS 2	GA 36	013-00244-00	Garmin			0,470	0,210	104,100	2645
Приемник DME	KN 63	066-1070-01	Bendix/King			2,800	1,270	141,100	3,580
Антенна DME	KA 60	071-01591-0001	Bendix/King						
Антенна DME	KA 61	071-00221-0010	Bendix/King						
Грозоотметчик	WX-500	805-11500-001	L-3						
Антенна грозоотметчика	NY-163	805-10930-001	L-3						
Приемник АРК	RA 3502-(01)	0505.757-912	Becker						
Преобразователь АРК / РМИ	AC 3504-(01)	0856.010-912	Becker						
Антенна АРК	AN 3500	0832.601-912	Becker						
<b>ДВИГАТЕЛЬ</b>									
Двигатель	E4-A	E4A-00-000-000	Austro Engine						
Блок управления двигателем	EECU-E4-01	E4A-92-100-000 Iss: 02()	Austro Engine						
Программное обеспечение блоков управления двигателем		См. Эксплуатационный бюллетень DAI MSB-40NG-002	Austro Engine						
<b>СИСТЕМА ЗАПУСКА ДВИГАТЕЛЯ</b>									
Блок управления свечой накаливания		E4A-94-200-000	Austro Engine						
Стартер		E4A-93-000-000	Austro Engine						

Серийный № самолета:		Регистрация:		Дата:		Масса		Плечо рычага	
Описание	Тип	Шифр	Изготовитель	Сер. №	Установлено	фунт	кг	дюйм	м
<b>ЭЛЕКТРИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ</b>									
Генератор постоянного тока		E4A-91-000-000	Austro Engine						
Регулятор генератора постоянного тока		E4A-91-100-000	Austro Engine						
<b>ТОПЛИВНЫЕ НАСОСЫ ДВИГАТЕЛЯ</b>									
Топливные насосы (2 шт.)		0-580-054-001	Bosch						
<b>СИСТЕМА ИНДИКАЦИИ ПАРАМЕТРОВ ДВИГАТЕЛЯ</b>									
Блок сбора и обработки данных о параметрах двигателя и планера	GEA71	011-00831-00	Garmin						
<b>ВЫХЛОПНАЯ СИСТЕМА ДВИГАТЕЛЯ</b>									
Выхлопная труба		D44-7806-10-01	Diamond Aircraft						
<b>ВОЗДУШНЫЙ ВИНТ</b>									
Воздушный винт	MTV-6-R/190-69		mt-Propeller						
Регулятор		P-853-16	mt-Propeller						
<b>СИСТЕМА ТОПЛИВНЫХ БАКОВ</b>									
Датчик уровня топлива левый внутренний в сборе		D4D-2817-13-00x01	Diamond Aircraft						
Датчик уровня топлива правый внутренний в сборе		D4D-2817-13-00x01	Diamond Aircraft						
Резервные средства индикации количества топлива		D4D-2807-90-00	Diamond Aircraft						

Серийный № самолета:		Регистрация:		Дата:		Масса		Плечо рычага	
Описание	Тип	Шифр	Изготовитель	Сер. №	Установлено	фунт	кг	дюйм	м
Бак увеличенной емкости		D4D-2807-11-00	Diamond Aircraft						
Бак увеличенной емкости		D4D-2807-12-00	Diamond Aircraft						
Стандартный бак		D4D-2817-11-00	Diamond Aircraft						
Стандартный бак		D4D-2817-12-00	Diamond Aircraft						
<i>Руководство по летной эксплуатации</i>		Док. № 6.01.15-E	Diamond Aircraft						

Место: \_\_\_\_\_

Дата: \_\_\_\_\_

Подпись: \_\_\_\_\_

## РАЗДЕЛ 7

### ОПИСАНИЕ САМОЛЕТА И ЕГО СИСТЕМ

	Стр.
7.1 ВВЕДЕНИЕ.....	7-2
7.2 ПЛАНЕР .....	7-2
7.3 ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ .....	7-3
7.4 ГЛАВНАЯ ПРИБОРНАЯ ПАНЕЛЬ .....	7-8
7.5 ШАССИ.....	7-14
7.6 КРЕСЛА И ПРИВЯЗНЫЕ РЕМНИ.....	7-16
7.7 БАГАЖНЫЙ ОТСЕК .....	7-16
7.8 ФОНАРЬ, ЗАДНЯЯ ДВЕРЬ, ИНТЕРЬЕР КАБИНЫ.....	7-17
7.9 СИЛОВАЯ УСТАНОВКА.....	7-20
7.9.1 ДВИГАТЕЛЬ. ОБЩАЯ ИНФОРМАЦИЯ.....	7-20
7.9.2 ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ.....	7-21
7.9.3 ВОЗДУШНЫЙ ВИНТ .....	7-24
7.9.4 ТОПЛИВНАЯ СИСТЕМА .....	7-26
7.9.5 СИСТЕМА ОХЛАЖДЕНИЯ.....	7-34
7.9.6 СИСТЕМА ТУРБОНАДДУВА.....	7-35
7.9.7 МАСЛОСИСТЕМЫ.....	7-36
7.10 ЭЛЕКТРОСИСТЕМА.....	7-37
7.10.1 ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ .....	7-38
7.10.2 БЛОК УПРАВЛЕНИЯ ДВИГАТЕЛЕМ (ECU) .....	7-45
7.11 СИСТЕМА ИЗМЕРЕНИЯ ПОЛНОГО И СТАТИЧЕСКОГО ДАВЛЕНИЯ.....	7-47
7.12 СИСТЕМА ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ О СВАЛИВАНИИ .....	7-47

## **7.1** **ВВЕДЕНИЕ**

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

Подробную информацию о дополнительном оборудовании см. в разделе 9.

## **7.2** **ПЛАНЕР**

### Фюзеляж

Фюзеляж типа «полумонокок» выполнен из пластмассы, армированной стекловолокном, (стеклопластика) методом литья в форму. Противопожарный защитный слой на противопожарной перегородке состоит из специальных листов, закрытых на стороне двигателя облицовкой из нержавеющей стали. Два главных лонжерона изготовлены из стеклопластика/углепластика.

### Крылья

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

### Оперение

Самолет имеет Т-образное хвостовое оперение конструкции «полумонокок» из стеклопластика. Киль и стабилизатор имеют двойные лонжероны и конструкцию с обшивкой без наполнителя. Руль направления и руль высоты имеют многослойную конструкцию с наполнителем.



### **7.3     ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ**

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

#### **Элероны**

- Конструктивное исполнение: Многослойная конструкция из композиционных материалов (стеклопластик/углепластик) с наполнителем.
- Узлы навески: Имеется 4 узла навески, которые установлены на шпильках в алюминиевом кронштейне. Узлы крепятся на месте при помощи цилиндрического штифта. Отсутствие цилиндрического штифта может привести к выпадению шпильки и нарушению безопасности полета.
- Монтаж: Торцевой подшипник тяги ввинчен в стальную тягу-толкатель и зафиксирован при помощи зажимной гайки, которая, в свою очередь, зафиксирована контровочным лаком. Нарушение лакового слоя может указывать на поворот гайки и нарушение в результате этого регулировки. Торцевой подшипник тяги крепится к кабанчику болтом, гайка которого также зафиксирована контровочным лаком.

Алюминиевый кабанчик крепится к элерону 3 болтами.

Закрылки

- Конструктивное исполнение: Многослойная конструкция из композиционных материалов (стеклопластик/углепластик) с наполнителем.
- Узлы навески: Имеется 6 узлов навески, которые установлены на шпильках в алюминиевом кронштейне. Узлы крепятся на месте при помощи цилиндрического штифта. Отсутствие цилиндрического штифта может привести к выпадению шпильки и нарушению безопасности полета. В фюзеляже расположен еще один алюминиевый кронштейн, к которому прикреплен вал, также расположенный в фюзеляже и предназначенный для соединения левого и правого закрылков.
- Монтаж: Торцевой подшипник тяги ввинчен в стальную тягу-толкатель и зафиксирован при помощи зажимной гайки, которая, в свою очередь, зафиксирована контровочным лаком. Нарушение лакового слоя может указывать на поворот гайки и нарушение в результате этого регулировки. Торцевой подшипник тяги крепится к кабанику болтом, гайка которого также зафиксирована контровочным лаком.
- Кабанчик закрылка крепится к закрылку 3 болтами.

Закрылки приводятся в действие электродвигателем и имеют 3 положения:

- крейсерский полет (UP) (полностью убраны)
- взлетное положение (T/O) и
- посадочное положение (LDG).

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

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

*Индикатор положения закрылков:*

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

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

центральная лампа (белая) загорается при установке закрылков во взлетное положение (T/O);

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

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

Руль высоты

Конструктивное исполнение: Многослойная конструкция из стеклопластика с наполнителем.

Узлы навески: 5 шт.

Монтаж: стальные тяги-толкатели.

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

Руль направления

Конструктивное исполнение: Многослойная конструкция из стеклопластика с наполнителем.

Узлы навески: Верхний узел навески: Один болт.

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

Монтаж: Стальные тросы, рымы которых крепятся к болтам на кронштейне.

Триммер руля высоты

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

Вращение колеса вперед = пикирующий момент

Вращение колеса назад = кабрирующий момент

Регулировка педалей**ПРИМЕЧАНИЕ**

Регулировка педалей возможна только на земле.

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

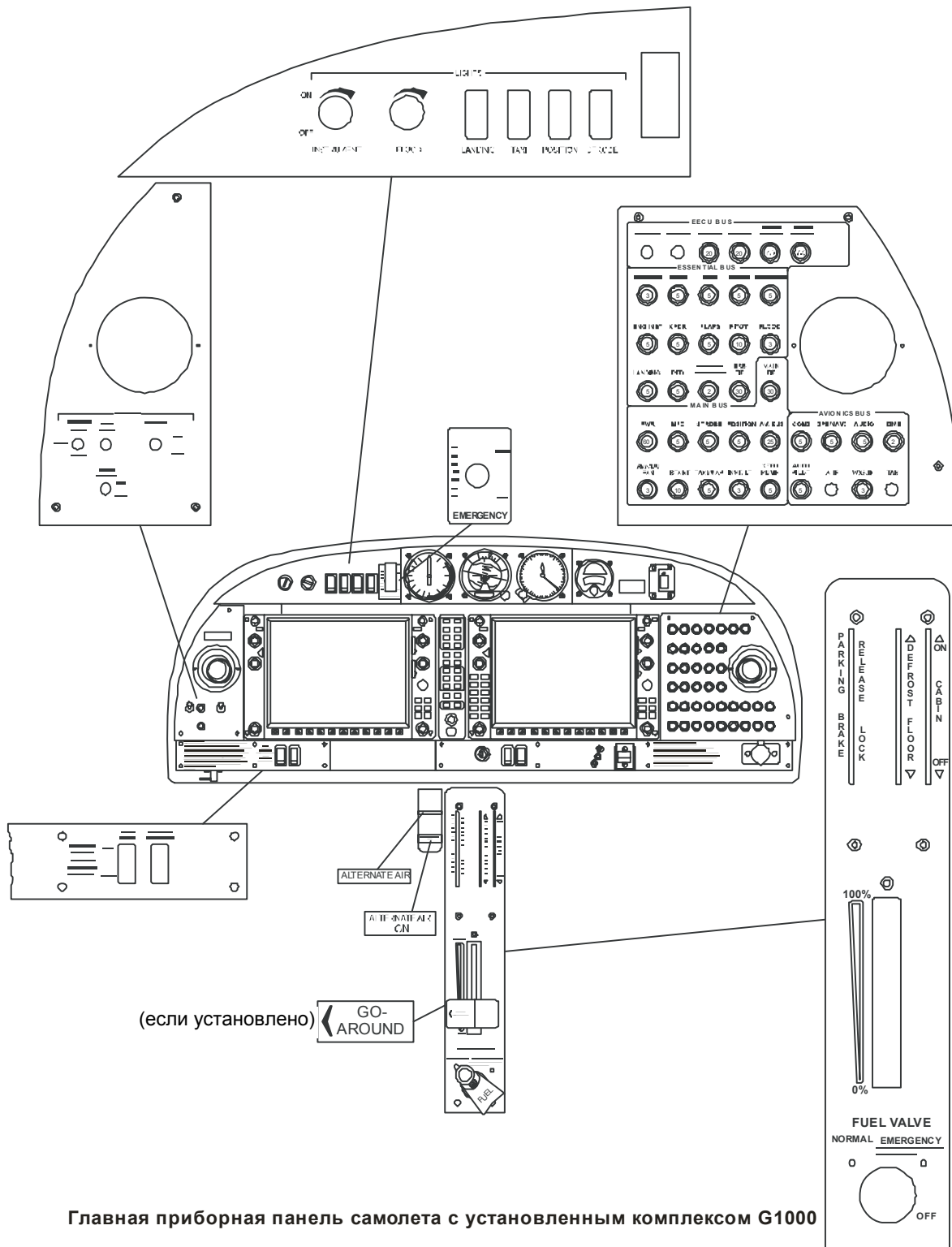
*Смещение вперед:*

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

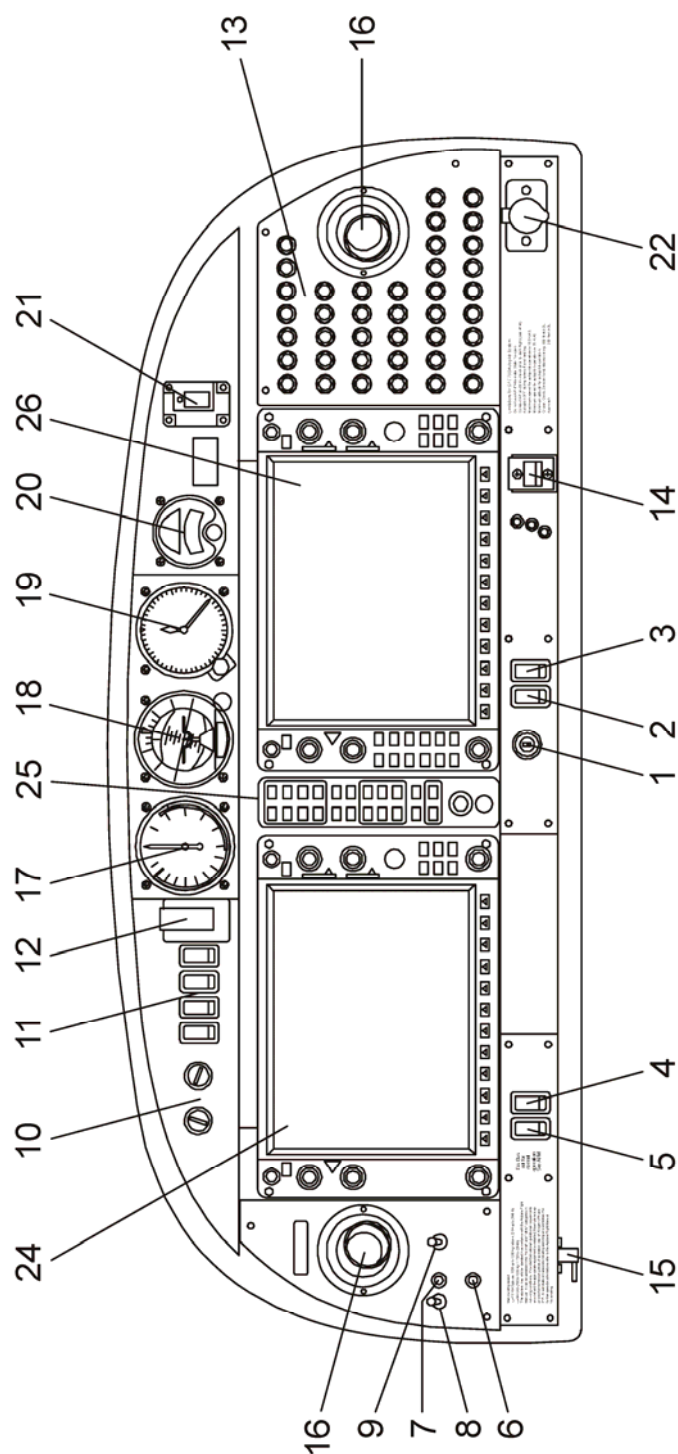
*Смещение назад:*

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

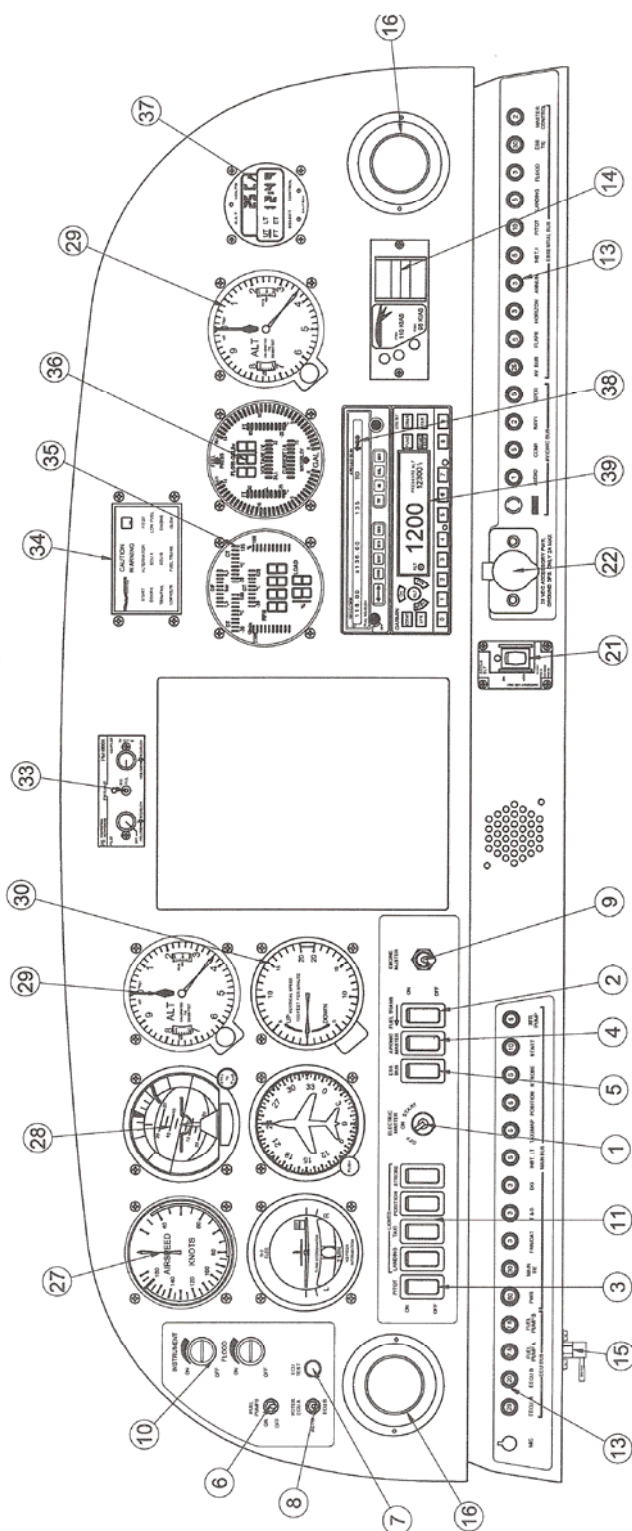
## 7.4 ГЛАВНАЯ ПРИБОРНАЯ ПАНЕЛЬ



Главная приборная панель самолета с установленным комплексом G1000



Главная приборная панель самолета с установленным комплексом G1000



Главная приборная панель с установленным вспомогательным индикатором параметров двигателя (SED), основным индикатором параметров двигателя (MED) и панелью сигнализации White Wire



Основные приборы и органы управления	
1 Ключ-выключатель ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования)	21 Блок управления аварийным приводным передатчиком
2 Переключатель перекачки топлива	22 Разъем дополнительного питания
3 Переключатель обогрева ППД	
4 Выключатель AVIONIC MASTER (главный выключатель БРЭО)	24 Основной пилотажный индикатор (PFD)
5 Выключатель ESSENTIAL BUS (выключатель шины основных потребителей)	25 Пульт управления звуковой сигнализацией / системой внутренней связи / маркерным приемником
6 Выключатель FUEL PUMPS (выключатель топливных насосов)	26 Многофункциональный индикатор (MFD)
7 Кнопки проверки блоков управления двигателем	27 Указатель воздушной скорости
8 Переключатель ECU VOTER (переключатель блоков управления двигателем)	28 Указатель пространственного положения (авиагоризонт)
9 Выключатель ENGINE MASTER (главный выключатель двигателя)	29 Высотомер
10 Поворотные кнопки управления подсветкой приборов и заливающим освещением	30 Вариометр
11 Выключатели светотехнического оборудования	31 Гиродатчик курса
12 Аварийный выключатель	32 Указатель поворота и крена
13 Предохранители*	33 Система внутренней связи
14 Переключатель управления закрылками	34 Панель сигнализации
15 Кран резервного приемника статического давления	35 Основной индикатор параметров двигателя (MED)
16 Вентиляционные сопла	36 Вспомогательный индикатор параметров двигателя (SED)
17 Резервный указатель воздушной скорости	37 Хронометр с указателем температуры наружного воздуха
18 Резервный авиагоризонт	38 Панель приемопередатчика COM/NAV
19 Резервный высотомер	39 Ответчик
20 Аварийный компас	

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

### ПРИМЕЧАНИЕ

На рисунках на предыдущих страницах показано типовое расположение оборудования на панели самолета DA 40 NG. Фактическое расположение может отличаться от показанного на рисунке и зависит от утвержденной версии оборудования.

Док. № 6.01.15-Е	Ред. 1	15 марта 2011 г.	Стр. 7 - 11
------------------	--------	------------------	-------------

### Вентиляция кабины

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

Некондиционированный заборный воздух подается в кабину через отверстие на нижней поверхности левого крыла. Для повышения температуры в кабине при низкой температуре наружного воздуха возможна установка на этом отверстии специальной заслонки. С установленной заслонкой отсутствует подача воздуха в задние вентиляционные сопла кабины, расположенные с левой и правой стороны и в центральной консоли над головами пассажиров.

Вентиляционная заслонка выполнена в виде металлической пластины с резиновым уплотнением по периметру и крепится к нижней поверхности левого крыла при помощи быстросъемного замка Camloc.

### Отопление

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

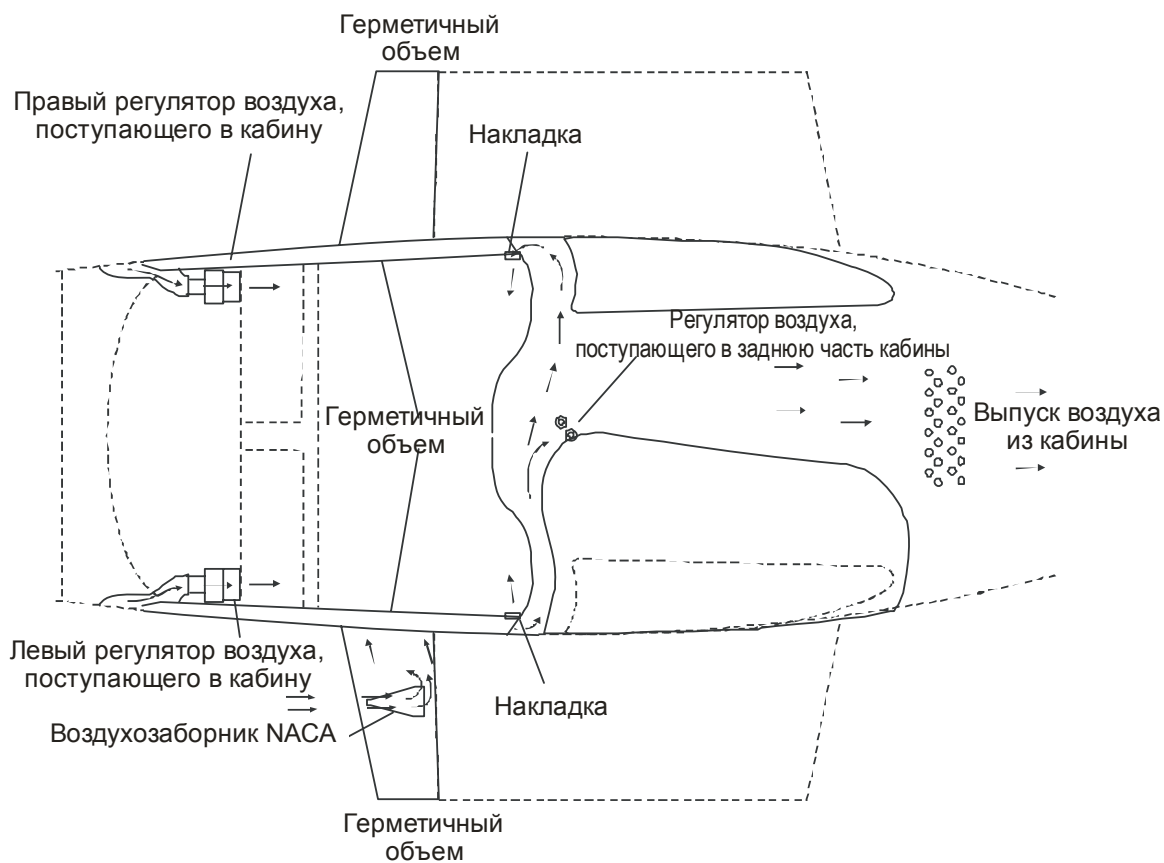
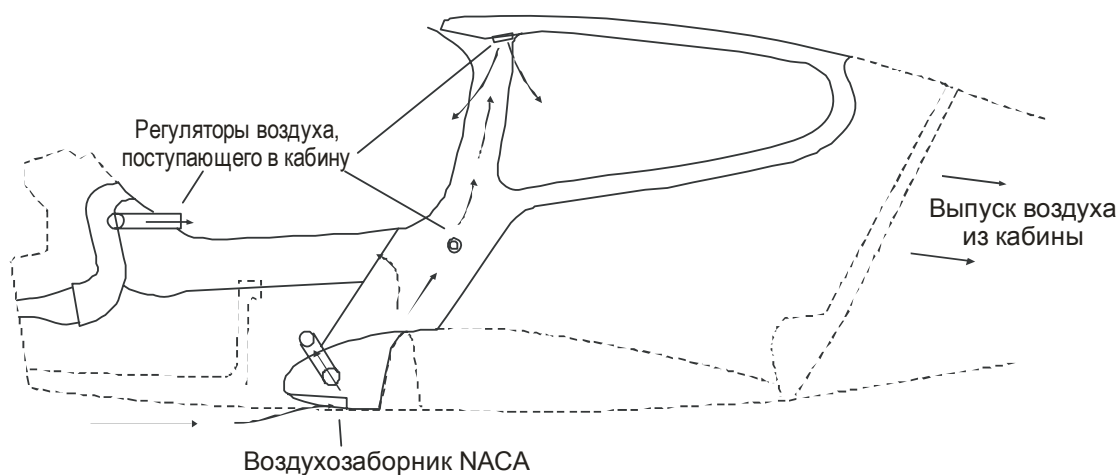
Правый рычаг:                    верхнее положение = отопление включено (положение ON (вкл.))  
нижнее положение = отопление выключено (положение OFF (выкл.))

Центральный рычаг (рычаг распределительного воздушного крана):

верхнее положение = подача теплого воздуха на остекление фонаря  
(положение DEFROST (оттаивание))

нижнее положение = подача теплого воздуха в область пола  
(положение FLOOR (пол))

Стр. 7 - 12	Ред. 1            15 марта 2011 г.	Док. № 6.01.15-Е
-------------	------------------------------------	------------------



## **7.5 ШАССИ**

Шасси самолета состоит из основных опор, конструктивно выполненных в виде листовых рессор из стали, и носовой опоры с самоориентирующимся колесом и амортизатором (эластомерным пружинным пакетом).

Обтекатели колес съемные. При эксплуатации без обтекателей колес летные характеристики самолета несколько ухудшаются (см. раздел 5).

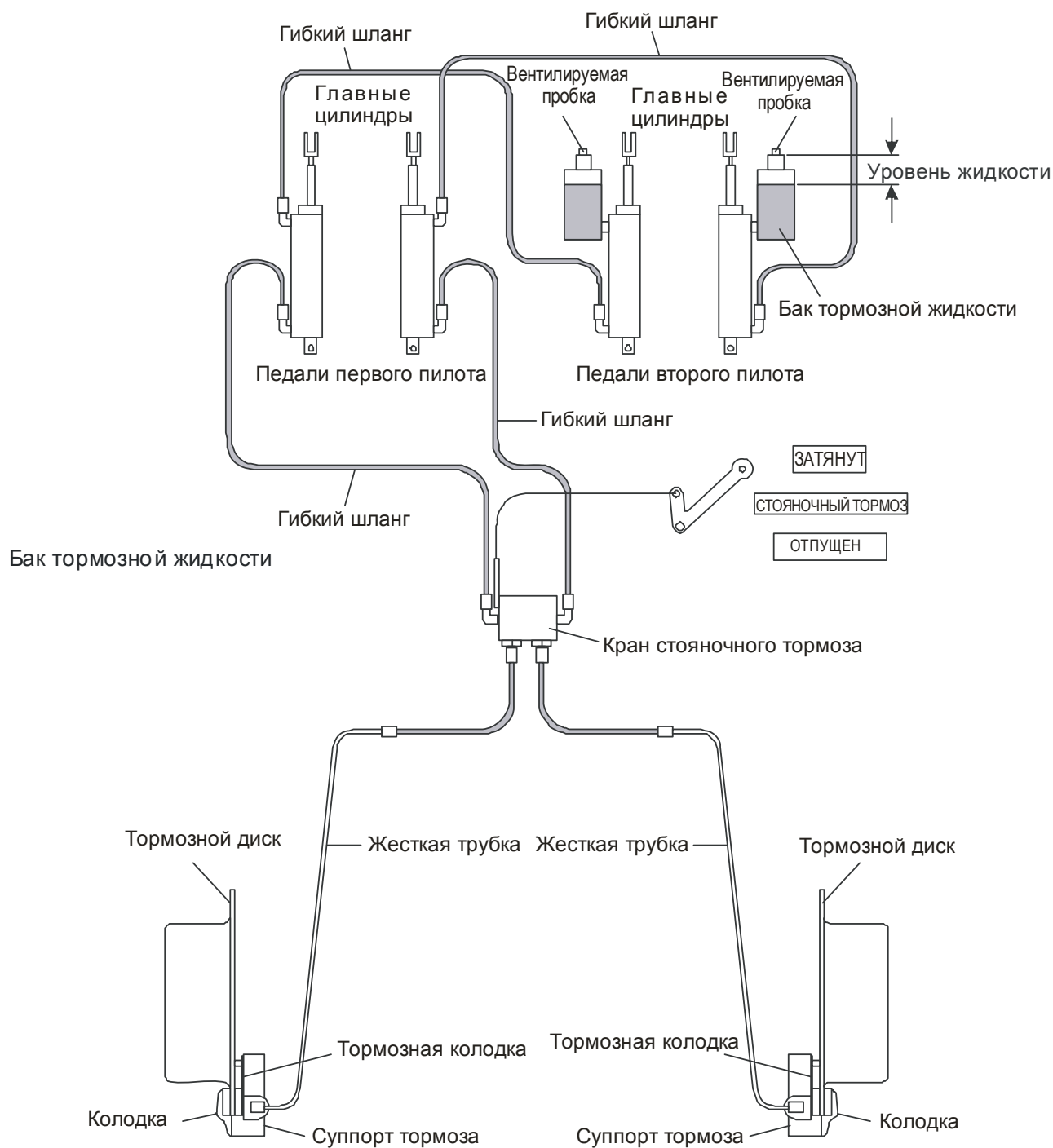
### **Колесные тормоза**

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

### **Стояночный тормоз**

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

### Принципиальная схема гидравлической системы



## **7.6 КРЕСЛА И ПРИВЯЗНЫЕ РЕМНИ**

Для повышения пассивной безопасности кресла изготовлены из композиционного материала (углеволокно/кевлар) и стеклопластика. Предусмотрена возможность демонтажа кресел для технического обслуживания и контроля расположенных под креслами органов управления. Крышки на ручках управления позволяют предотвратить падение незакрепленных предметов на органы управления.

Кресла оснащены съемными чехлами и энергопоглощающими элементами из пеноматериала

и оборудованы трехточечными привязными ремнями. Для застегивания ремней необходимо вставить язычок в замок, для отстегивания — нажать на красную кнопку на замке.

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

## **7.7 БАГАЖНЫЙ ОТСЕК**

Багажный отсек расположен за спинками задних кресел. Без багажной сетки загрузка багажа невозможна.

По заказу возможна установка удлиненного (дополнительного) багажного отсека (ОАМ 40-164) или короткого дополнительного багажного отсека (ОАМ 40-331).

### **ПРИМЕЧАНИЕ**

При загрузке багажа в короткий дополнительный багажный отсек (устанавливается по рекомендации ОАМ 40-331) следить за тем, чтобы багаж не закрывал воздушные отверстия в задней стенке этого отсека.

## **7.8      ФОНАРЬ, ЗАДНЯЯ ДВЕРЬ И ИНТЕРЬЕР КАБИНЫ**

### Передняя часть фонаря

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

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

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

### **ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ**

Эксплуатация самолета с передней частью фонаря в положении зазора для охлаждения допускается только на земле. Перед взлетом переднюю часть фонаря необходимо полностью закрыть и зафиксировать, но не запирать на замок.

Чтобы обеспечить возможность аварийной эвакуации снаружи, запрещается перед полетом запирать переднюю часть фонаря на замок.

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

Задняя дверь

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

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

**ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ**

Перед запуском двигателя дверь необходимо закрыть и зафиксировать, но не запирать на замок.

Чтобы обеспечить возможность аварийной эвакуации снаружи, запрещается перед полетом запирать дверь на замок.



Аварийный топор

По рекомендации ОАМ 40-326 на панели пола под креслом пилота размещается аварийный топор (см. рисунок ниже).

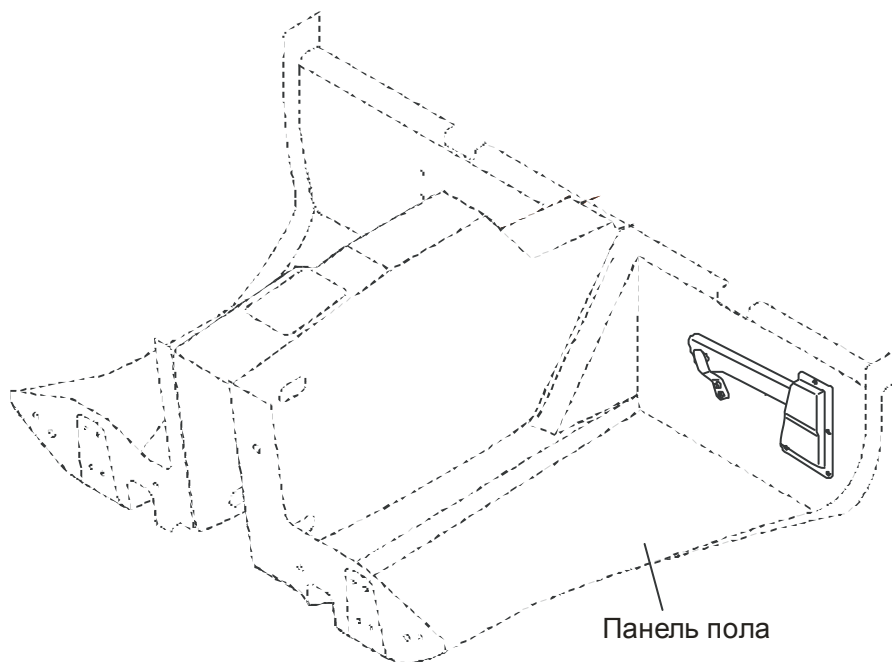
Аварийный топор используется для вырубания фонаря в аварийной ситуации, когда открыть фонарь невозможно.

**ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ**

При пользовании аварийным топором не допускать нанесения травм другим людям.

**ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ**

Остерегаться острых краев разбитого фонаря и осколков.



## **7.9 СИЛОВАЯ УСТАНОВКА**

### **7.9.1 ДВИГАТЕЛЬ. ОБЩАЯ ИНФОРМАЦИЯ**

Установленный на самолете двигатель Austro Engine E4-A имеет следующие характеристики:

- Четырехтактный четырехцилиндровый двигатель с жидкостным охлаждением, оснащенный системой смазки с мокрым картером
- Однорядная конструкция
- Система непосредственного впрыска с общей топливной рампой
- Редуктор воздушного винта с отношением 1:1,69
- Цифровое управление двигателем с встроенным регулятором оборотов воздушного винта (связан с маслосистемой редуктора)
- Турбокомпрессор с промежуточным охладителем

Рабочий объем:

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

Номинальная мощность: 114,0 кВт (152,8 л.с. (DIN)) при 2100 об/мин в условиях МСА на уровне моря

Индикация для контроля основных параметров двигателя во время работы осуществляется на индикаторе комплекса Garmin G1000 (для самолетов, оснащенных этим комплексом) или на основном (MED) и вспомогательном (SED) индикаторах параметров двигателя (для самолетов с этими индикаторами). Запуск двигателя возможен только после установки выключателя ENGINE MASTER (главный выключатель двигателя) в положение ON (вкл.). Двигатель оснащен электронным блоком управления, электропитание на который подается от генератора при работающем двигателе. Когда двигатель не работает, питание на блок управления двигателем подается от аккумуляторной батареи.

Стр. 7 - 20	Ред. 1	15 марта 2011 г.	Док. № 6.01.15-Е
-------------	--------	------------------	------------------

### **7.9.2 ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ**

#### **Рычаг управления двигателем**

Для управления мощностью двигателя используется рычаг управления двигателем, расположенный на большой центральной панели. Термины «вперед» и «назад» приведены относительно направления полета.

Рычаг управления двигателем устанавливает требуемую НАГРУЗКУ двигателя (%)

Рычаг вперед (MAX (максимум)) = полная мощность

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

Блок управления двигателем выполняет функции управления давлением на входе, количеством подаваемого топлива и частотой вращения воздушного винта в соответствии с мощностью двигателя, заданной при помощи РУД.

Регулятор оборотов воздушного винта установлен сверху справа от редуктора. Управление шагом воздушного винта осуществляется путем подачи или откачки масла. В случае утечки масла лопасти воздушного винта устанавливаются на упор малого шага (максимальная частота вращения), что позволяет продолжать полет в соответствии с разделом 3.3.6 «НЕИСПРАВНОСТЬ СИСТЕМЫ РЕГУЛИРОВАНИЯ ЧАСТОТЫ ВРАЩЕНИЯ ВОЗДУШНОГО ВИНТА».

Выключатель ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования)

Этот ключ-выключатель имеет три положения:

- OFF (выкл.)**      Электропитание от аккумуляторной батареи не подается.
- ON (вкл.)**        Электропитание от аккумуляторной батареи подается в систему распределения.
- START (пуск)**    Запуск двигателя.

Выключатель ENGINE MASTER (главный выключатель двигателя)

Холодный запуск двигателя возможен только после установки выключателя ENGINE MASTER (главный выключатель двигателя) в положение ON (вкл.). Останов двигателя производится переводом выключателя ENGINE MASTER (главный выключатель двигателя) в положение OFF (выкл.).

Переключатель VOTER (переключатель блоков управления двигателем)

Для нормальной работы переключатель устанавливается в положение AUTO (автоматически). Управление двигателем осуществляет блок управления двигателем А или В. При отказе рабочего блока управления двигателем происходит автоматическое переключение на другой блок управления. Если автоматического переключения не происходит, переключиться на резервный блок управления двигателем А или В можно вручную. Это разрешается только в аварийной ситуации.

Кнопка ECU TEST (проверка блока управления двигателем)*Рычаг управления двигателем в положении IDLE (малый газ):*

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

Подача воздуха из резервного источника

В случае падения мощности в результате обледенения или засорения воздушного фильтра существует возможность забора воздуха из двигательного отсека. Рычаг ALTERNATE AIR (подача воздуха из резервного источника) расположен под главной приборной панелью, слева от центральной панели. Для открытия резервного источника подачи воздуха рычаг необходимо установить в заднее положение. В переднем положении рычага резервный источник подачи воздуха закрыт.

Трафарет на рычаге, переднее положение:

**ALTERNATE AIR (подача  
воздуха из резервного  
источника)**

Трафарет на рычаге виден, когда рычаг находится в заднем положении (резервный источник подачи воздуха закрыт):

**ALTERNATE AIR (подача  
воздуха из резервного  
источника)  
ON (вкл.)**

### 7.9.3 ВОЗДУШНЫЙ ВИНТ

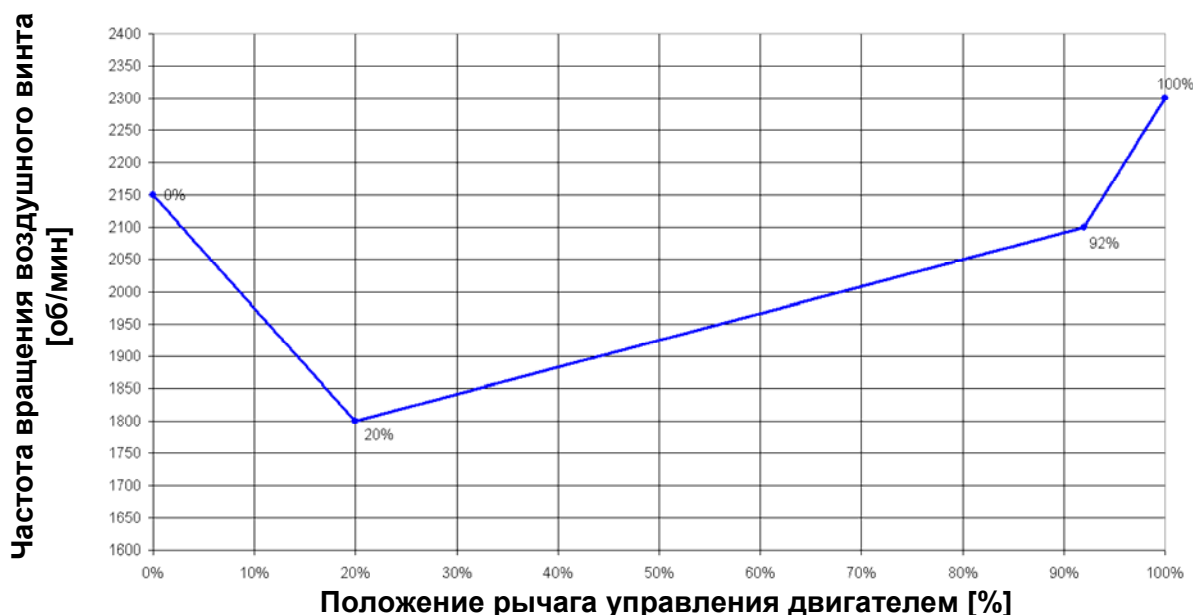
На самолете установлен трехлопастной воздушный винт mt-Propeller MTV-6-R/190-69 с постоянным числом оборотов и с гидравлической системой регулировки шага. Воздушный винт оснащен деревянно-композитными лопастями с обшивкой из пластмассы, армированной волокном, и металлической оковкой; в области втулки воздушного винта передняя кромка лопасти имеет покрытие из адгезионной полиуретановой ленты. Такая конструкция лопасти позволяет обеспечить минимальную массу и сократить до минимума вибрацию.

#### Система управления воздушным винтом

Шаг винта регулируется регулятором оборотов воздушного винта mt-Propeller P-853-16. Регулирование шага осуществляется блоком управления двигателем при помощи электромеханического исполнительного механизма регулятора. Для изменения шага лопастей во втулку воздушного винта закачивается масло из редуктора, при этом увеличивается шаг и уменьшается число оборотов винта. При уменьшении давления масла во втулке воздушного винта происходит уменьшение шага винта и увеличение числа оборотов.

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

**Кривая уставки частоты вращения воздушного винта**



Наземная эксплуатация:

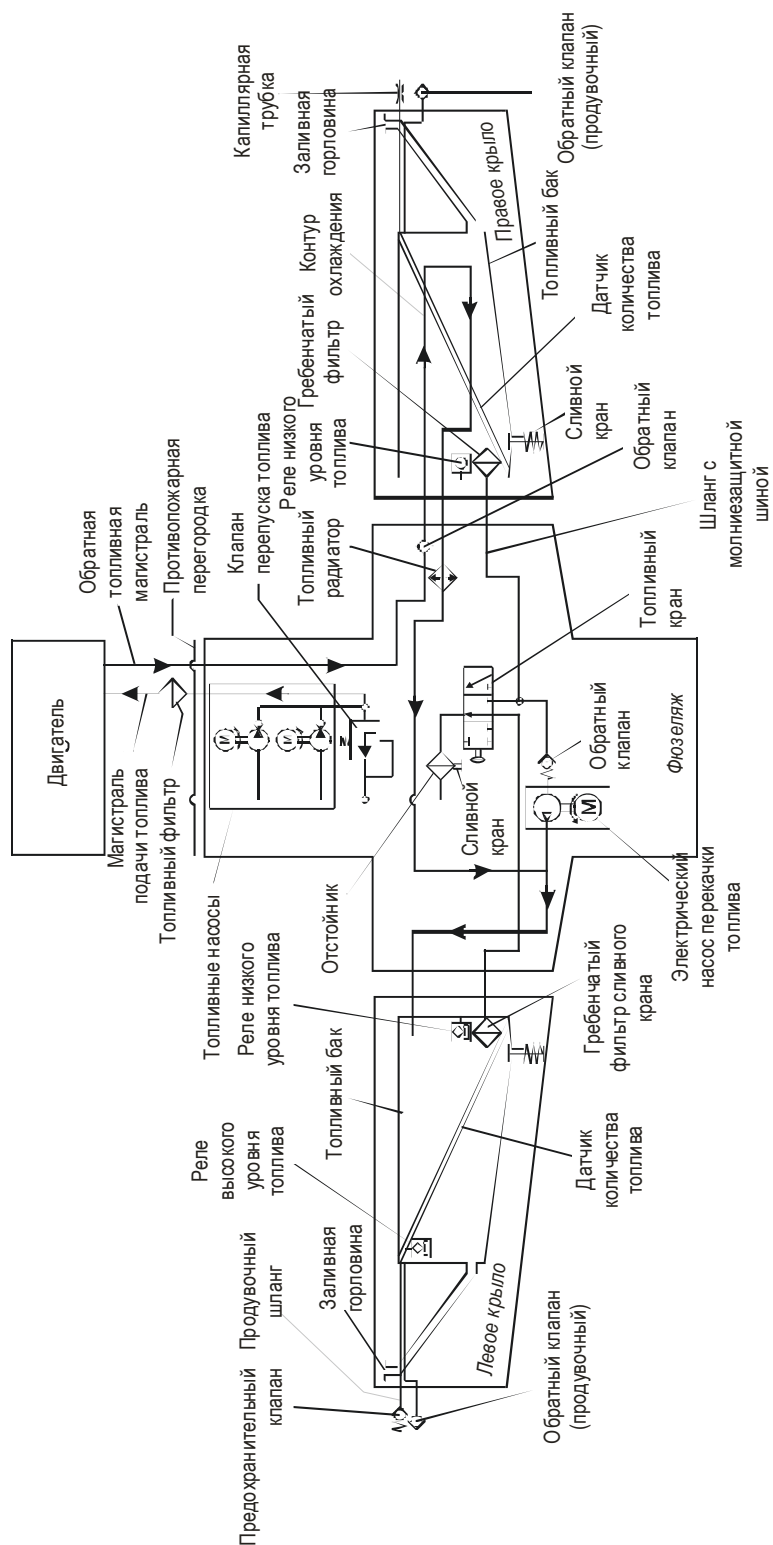
### ВНИМАНИЕ

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

### ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

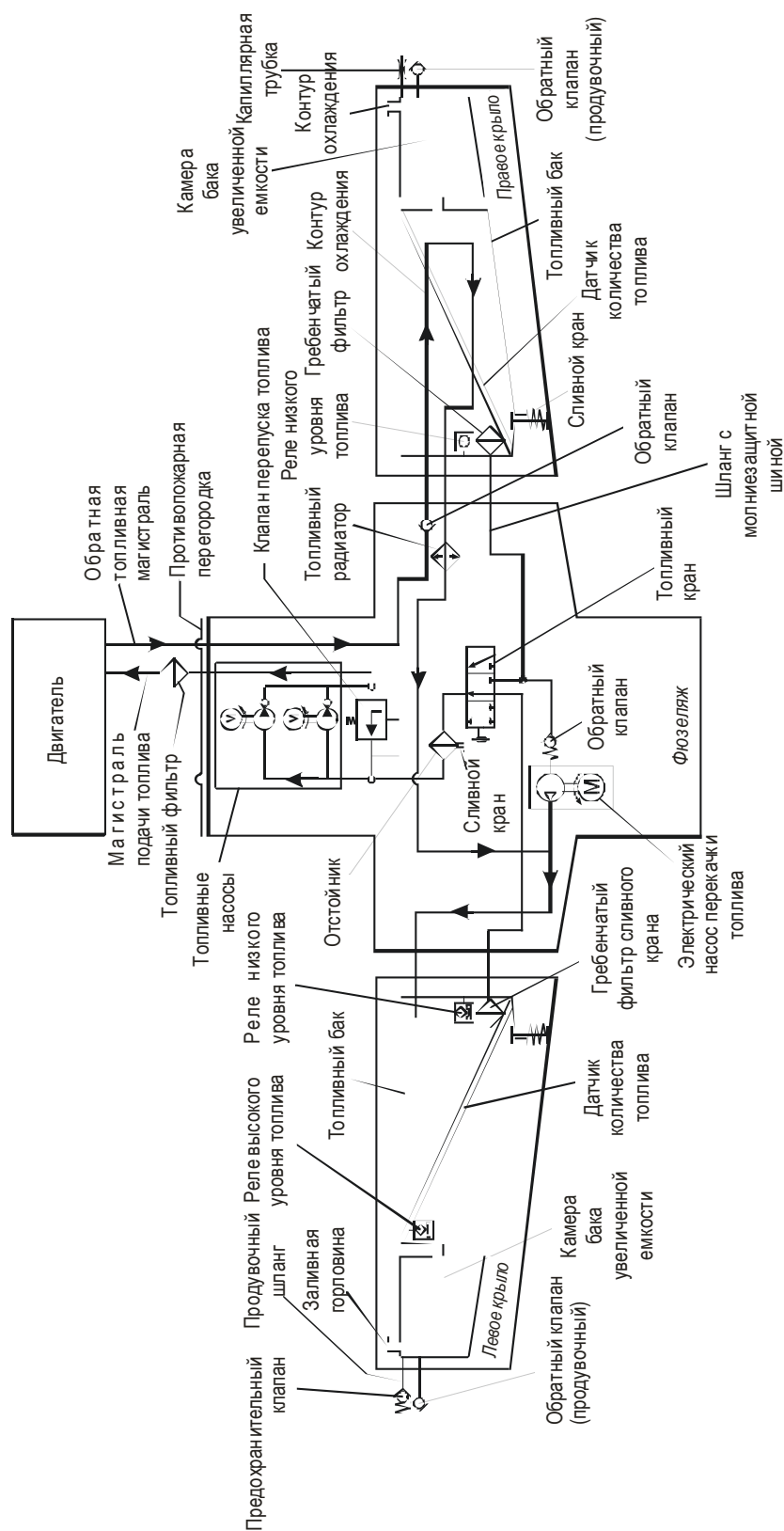
Категорически запрещается проворачивать воздушный винт рукой.

#### **7.9.4 ТОПЛИВНАЯ СИСТЕМА**

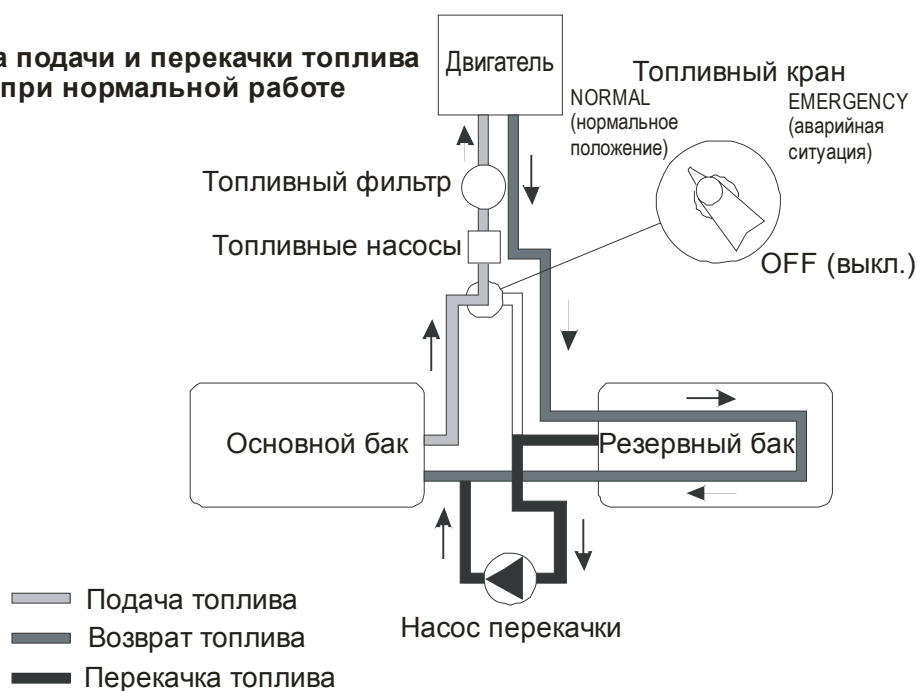
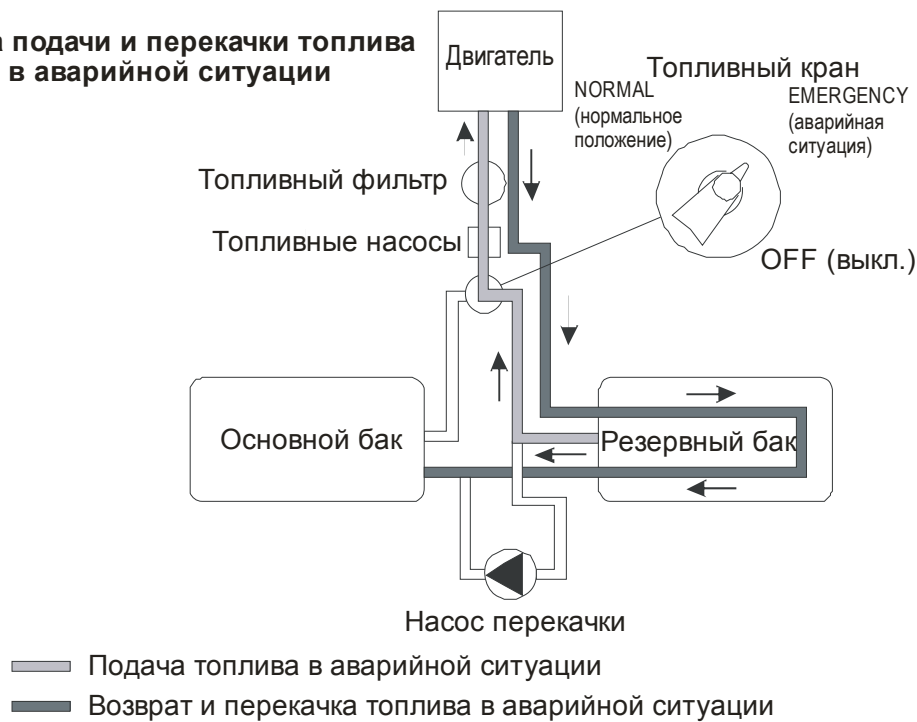


### Схема топливной системы самолета со стандартными баками





### Схема топливной системы самолета с баками увеличенной емкости

**Схема подачи и перекачки топлива при нормальной работе**

**Схема подачи и перекачки топлива в аварийной ситуации**


Топливо хранится в баках, которые расположены в крыльях. При нормальной работе забор топлива осуществляется из основного бака (в левом крыле).

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

Излишек топлива, не поступивший в камеры сгорания, направляется через резервный топливный бак (в правом крыле) в основной топливный бак (в левом крыле). За счет этого обеспечивается охлаждение топлива, поступающего из топливной рампы, и нагрев холодного топлива в обоих баках.

При помощи электрического насоса перекачки топливо можно перекачать из резервного бака (в правом крыле) в основной бак (в левом крыле) в ручном режиме.

Насос перекачки отключается автоматически при опорожнении резервного топливного бака или заполнении основного бака.

Если перекачка топлива при помощи насоса перекачки по какой-либо причине невозможна, забор топлива может осуществляться непосредственно из резервного бака (бака в правом крыле), для чего необходимо установить топливный кран в положение EMERGENCY (аварийная ситуация). Поскольку обратная магистраль из резервного бака проходит обратно в основной бак (бак в левом крыле), при этом будет происходить перекачка топлива из правого бака в левый.

По дополнительному заказу возможна установка баков увеличенной емкости.

Док. № 6.01.15-Е	Ред. 1	15 марта 2011 г.	Стр. 7 - 29
------------------	--------	------------------	-------------

## ВНИМАНИЕ

При установке топливного крана в положение EMERGENCY (аварийная ситуация) начинается перекачка топлива электрическими топливными насосами и насосами с приводом от двигателя из резервного бака через обратную топливную магистраль в основной бак со скоростью приблизительно 45 ам. галл/ч (170 л/ч), если выключатель FUEL PUMPS (выключатель топливных насосов) установлен в положение OFF (выкл.). Топливный кран необходимо вернуть в положение NORMAL (нормальное положение) до того, как количество топлива в резервном баке по показаниям топливомера будет равно нулю. Если топливный кран не вернуть в положение NORMAL (нормальное положение), сразу после опорожнения резервного бака произойдет останов двигателя.

### Топливные насосы

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

Каждый топливный насос подключен к шине блоков управления двигателем и защищен предохранителем номиналом 7,5 А.

## ПРИМЕЧАНИЕ

При переключении между блоками управления двигателем А и В выполняется также переключение между двумя независимыми электрическими топливными насосами. В аварийной ситуации возможно одновременное включение обоих насосов при помощи установки выключателя FUEL PUMPS (выключатель топливных насосов) в положение ON (вкл.).

### Топливный кран

Ручка топливного крана расположена на центральной панели и имеет следующие положения: NORMAL (нормальное положение), EMERGENCY (аварийная ситуация) и OFF (выкл.). Для установки крана в нужное положение необходимо повернуть ручку крана, вытянув предохранительную защелку на ручке крана. Это предусмотрено для того, чтобы исключить возможность случайного изменения положения крана.

### Стандартные топливные баки

#### *Основной бак (в левом крыле):*

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

#### *Резервный бак (в правом крыле):*

Резервный бак состоит из алюминиевой камеры и трубы заливной горловины, которые соединяются гибким шлангом. В баке имеется два продувочных отверстия. На одном отверстии установлен обратный клапан с капиллярной трубкой, на втором — капиллярная трубка. Обратный клапан с капиллярной трубкой позволяет воздуху входить в бак при снижении самолета, но препятствует вытеканию топлива наружу. Капиллярная трубка обеспечивает выравнивание давления воздуха во время набора высоты. Вторая капиллярная трубка установлена для обеспечения дополнительной безопасности. Точки подключения шлангов расположены на нижней стороне крыла, на расстоянии около 2 м (7 футов) от законцовки крыла.

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

Док. № 6.01.15-Е	Ред. 1	15 марта 2011 г.	Стр. 7 - 31
------------------	--------	------------------	-------------

На нижней стороне фюзеляжа, которая является нижней точкой всей топливной системы, расположен отстойник с установленным на нем сливным краном для слива воды и осадка из топливной системы. Для слива вода необходимо оттянуть кран вниз.

Для измерения количества топлива в каждом баке имеется емкостный датчик. Индикация количества топлива нелинейная, поэтому использовать ее для определения остатка топлива или непосредственного расчета расхода топлива невозможно. Информацию о расходе топлива см. в разделе 5 «ЛЕТНО-ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ».

Исполнение с баками увеличенной емкости (по заказу)

Емкость камеры топливного бака составляет приблизительно 5 ам. галл (19 л). Система вентиляции основного и резервного баков имеет одинаковую конструкцию.

Когда количество топлива по показаниям топливомера равно нулю, в баке остается только невырабатываемый остаток топлива. Полезная емкость каждого бака составляет 19,5 ам. галл, максимальное количество топлива, на индикацию которого рассчитан топливомер, равно 14 ам. галл. При фактическом количестве топлива до 14 ам. галл показания топливомера соответствуют количеству топлива. Если фактическое количество топлива превышает 14 ам. галл, показания топливомера остаются на уровне 14 ам. галл.

### ПРИМЕЧАНИЕ

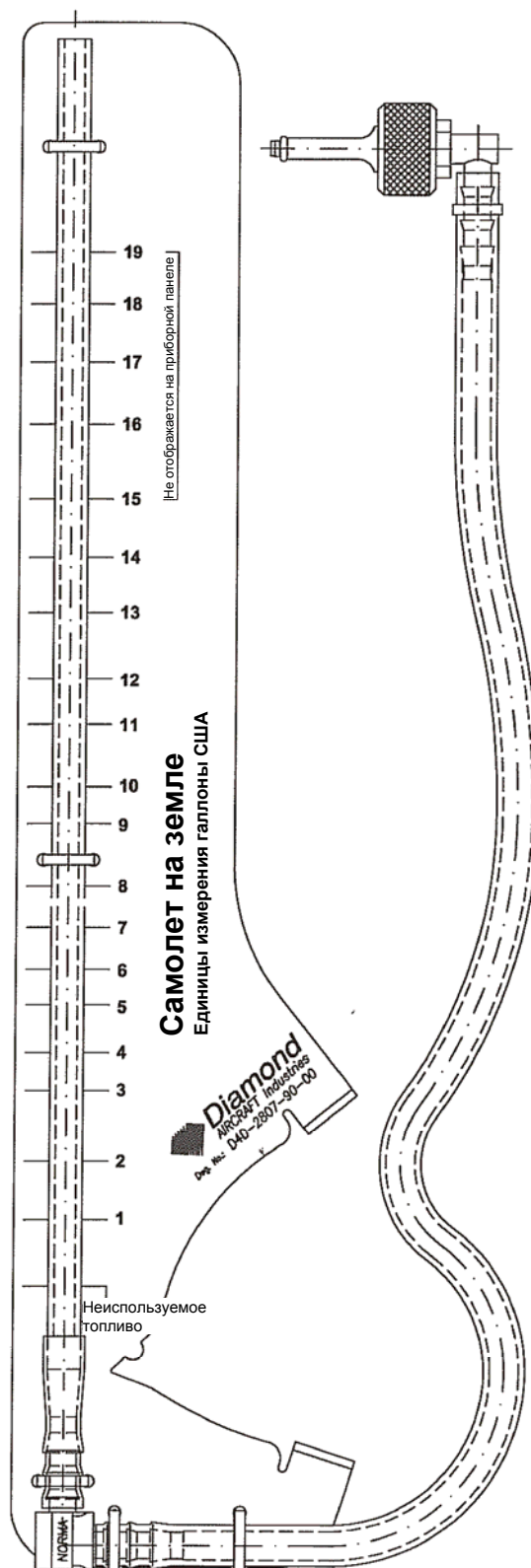
Когда количество топлива по показаниям топливомера равно 14 ам. галл, фактическое количество топлива необходимо определять с использованием резервных средств индикации количества топлива. Если фактическое количество топлива с использованием резервных средств не определено, при планировании полета количество топлива принять равным 14 ам. галл.

Резервные средства индикации количества топлива

Резервные средства индикации количества топлива позволяют определить количество топлива в баке в ходе предполетной проверки. Резервный прибор работает по принципу сообщающихся сосудов. Устройство измерения уровня топлива имеет углубление, соответствующее аэродинамическому профилю крыла. Устройство устанавливается этим углублением напротив планки срыва потока на передней кромке крыла. Точное положение устройства отмечено отверстием в планке срыва потока. Металлический соединитель прижимается к сливному отверстию бака. После этого количество топлива в баке можно определить по вертикальной восходящей трубке.

Чтобы обеспечить точность показаний, самолет должен располагаться на горизонтальной поверхности.

Устройство измерения уровня топлива должно храниться в чехле с задней стороны от кресла пилота.



### 7.9.5 СИСТЕМА ОХЛАЖДЕНИЯ

Двигатель оснащен системой жидкостного охлаждения. Система жидкостного охлаждения состоит из контура радиатора (теплообменник охлаждающей жидкости) и перепускного контура (теплообменник обогрева кабины). Контур радиатора открывается только тогда, когда охлаждающая жидкость имеет высокую температуру. Это обеспечивает быстрый прогрев холодного двигателя. После увеличения температуры охлаждающей жидкости приблизительно до 80°C (126°F) включается терморегулирующий клапан, направляющий охлаждающую жидкость через контур радиатора.

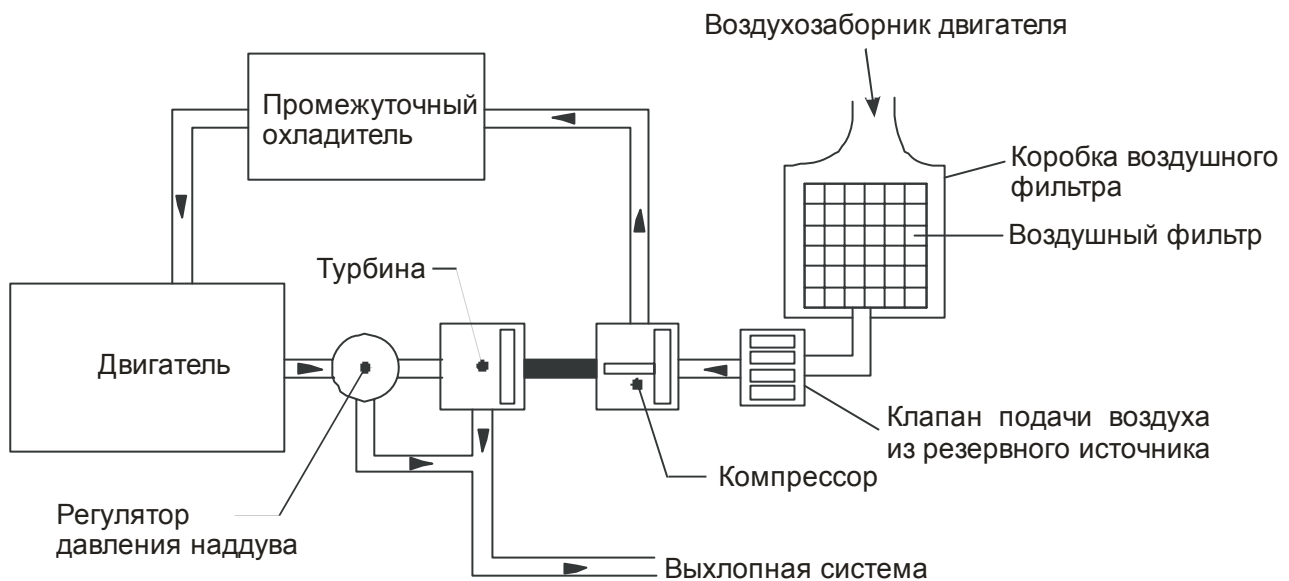
Перепускной контур оснащен теплообменником «охлаждающая жидкость — воздух» (теплообменником обогрева кабины), который обеспечивает подогрев воздуха для системы обогрева кабины.

Для компенсации расширения и регулирования давления охлаждающей жидкости предусмотрен расширительный бак. Для защиты системы охлаждения от высокого давления установлен предохранительный клапан.





### 7.9.6 СИСТЕМА ТУРБОНАДДУВА



Входящий воздух сжимается компрессором с приводом от турбины и затем охлаждается в промежуточном охладителе. Охлаждение воздуха позволяет увеличить КПД и мощность двигателя благодаря более высокой плотности холодного воздуха. Выхлопная система состоит из коллектора, в который поступают выхлопные газы с выходов цилиндров и откуда они подаются на турбину турбокомпрессора. После турбины выхлопные газы проходят через выхлопную трубу и выходят наружу через отверстие в нижнем капоте. Излишек выхлопных газов направляется в обход турбины. Перепуск газов регулируется блоком управления двигателем при помощи регулятора давления наддува. Датчик давления в коллекторе после компрессора позволяет блоку управления двигателем рассчитать нужное положение регулятора давления наддува. Это дает возможность предотвратить развитие чрезмерного давления на малой высоте по плотности.

### **7.9.7 МАСЛОСИСТЕМЫ**

Двигатель оснащен двумя отдельными маслосистемами.

#### **Система смазки (двигателя и турбокомпрессора)**

Для смазки двигателя применяется система смазки с мокрым картером. Масло охлаждается отдельным радиатором, расположенным на нижней стороне двигателя.

Для проверки уровня масла через люк, расположенный с левой стороны верхнего капота, предусмотрен специальный щуп. При необходимости можно доливать масло через это отверстие (информацию о разрешенных к применению марках масла см. в разделе 2.4 «ОГРАНИЧЕНИЯ ПО СИЛОВОЙ УСТАНОВКЕ»).

#### **Редуктор и система регулирования частоты вращения воздушного винта**

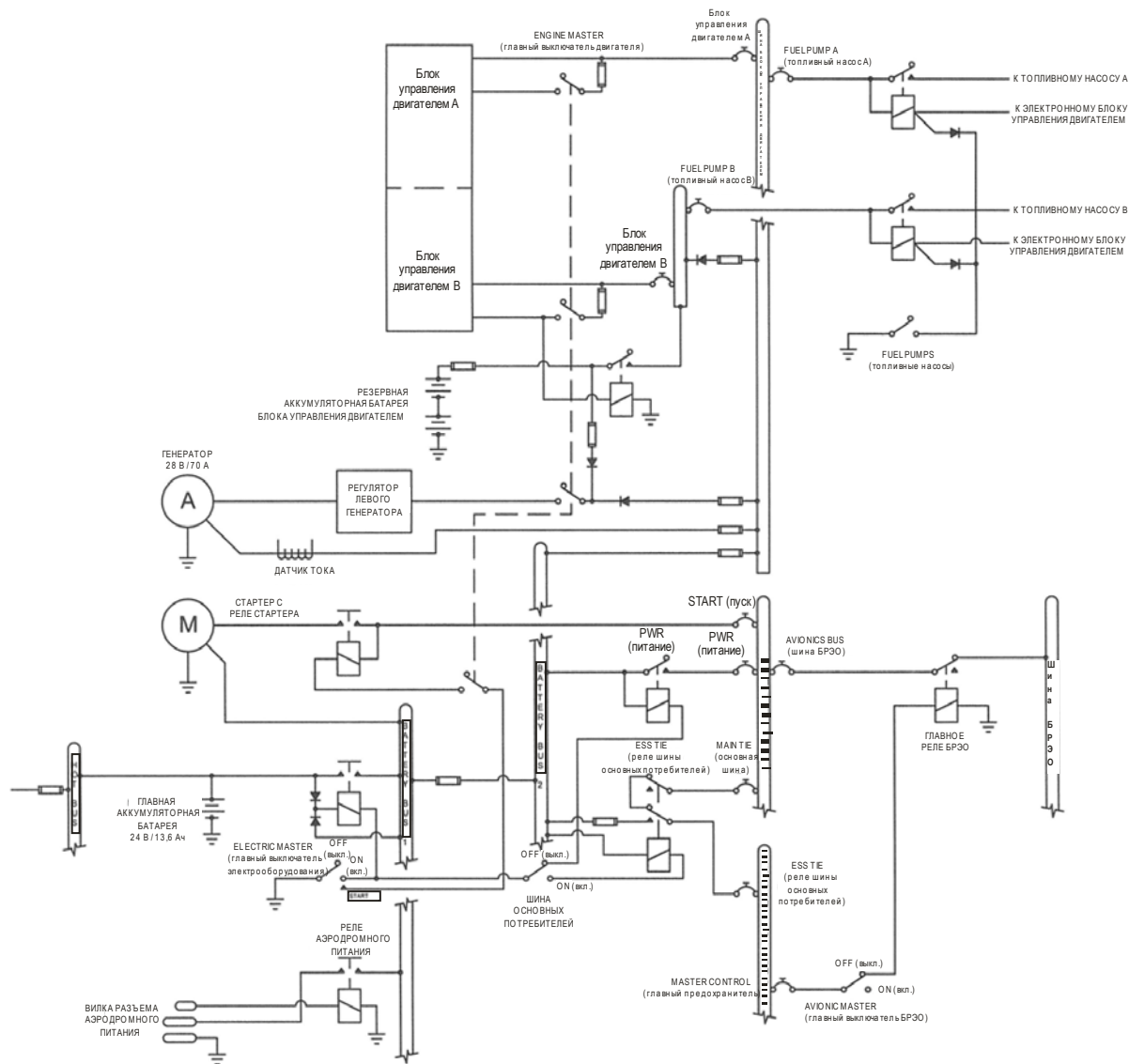
Второй масляный контур обеспечивает смазку редуктора, обслуживает систему регулирования частоты вращения воздушного винта и используется для регулирования частоты вращения.

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

### **ВНИМАНИЕ**

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

## 7.10 ЭЛЕКТРИЧЕСКАЯ СИСТЕМА



Принципиальная схема электрической системы

### **7.10.1 ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ**

Самолет DA 40 NG оснащен электросистемой постоянного тока с напряжением 28 В. Систему можно разделить на следующие подсистемы:

- Генерирование электроэнергии
- Хранение электроэнергии
- Распределение электроэнергии
- Потребители

#### **Генерирование электроэнергии**

Генерирование электроэнергии осуществляется генератором постоянного тока 70 А, который установлен с левой нижней стороны двигателя. Привод генератора осуществляется через плоский ремень.

Выходная линия генератора подключена к шине блоков управления двигателем через плавкий предохранитель номиналом 100 А, установленный в главной приборной панели. На выходной линии генератора также установлен датчик тока, обеспечивающий индикацию силы тока в электросистеме, включая ток на зарядку аккумуляторных батарей.

При отказе главной аккумуляторной батареи напряжение возбуждения на генератор подается от двух герметичных свинцово-кислотных аккумуляторных батарей (резервных аккумуляторных батарей блоков управления двигателем) напряжением 12 В и емкостью 7,2 Ач, которые установлены за первым кольцевым шпангоутом. Подключение резервной аккумуляторной батареи блока управления двигателем к регулятору напряжения генератора осуществляется выключателем ENGINE MASTER (главный выключатель двигателя) через плавкий предохранитель номиналом 10 А.

#### ***Управление генератором:***

Блок управления генератором имеет полный набор встроенных функций диагностики, которые обеспечивают загорание аварийного индикатора ALTN FAIL (отказ генератора) на основном пилотажном индикаторе (PFD) комплекса G1000 (на самолетах, оснащенных этим комплексом) или ALTERNATOR (генератор) на панели сигнализации White Wire (на самолетах с этой панелью) в случае чрезмерного понижения или повышения напряжения; а также несколько других внутренних диагностических функций.

Стр. 7 - 38	Ред. 1	15 марта 2011 г.	Док. № 6.01.15-Е
-------------	--------	------------------	------------------

### Хранение электроэнергии

Основным элементом, выполняющим функции хранения электроэнергии, является главная свинцово-кислотная аккумуляторная батарея напряжением 24 В и емкостью 13,6 Ач, установленная за шпангоутом крепления багажного отсека. Главная аккумуляторная батарея подключается к аккумуляторной шине через реле аккумуляторной батареи, установленное в релейной коробке за шпангоутом крепления багажного отсека.

Реле батареи управляется ключ-выключателем ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования), расположенным в центральной части главной приборной панели.

Кроме того, за первым кольцевым шпангоутом установлены две герметичные свинцово-кислотные аккумуляторные батареи (резервные аккумуляторные батареи блока управления двигателем) напряжением 12 В и емкостью 7,2 Ач, которые используются в качестве резервного источника электропитания блока управления двигателем (только блок управления В).

При нормальной работе зарядка резервных аккумуляторных батарей блока управления двигателем происходит от шины блоков управления двигателем. В случае отказа генератора и разрядки главной аккумуляторной батареи напряжение питания подается на блок управления двигателем В от резервных аккумуляторных батарей блока управления двигателем автоматически через плавкий предохранитель номиналом 32 А. Это позволяет предотвратить останов двигателя в маловероятном случае отказа генератора и полной разрядки главной аккумуляторной батареи.

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

### Распределение электроэнергии

Распределение электроэнергии осуществляется через аварийную аккумуляторную шину, аккумуляторные шины 1 и 2, шину блоков управления двигателем, основную шину, шину основных потребителей и шину БРЭО.

#### *Аварийная аккумуляторная шина:*

Аварийная аккумуляторная шина подключена непосредственно к главной аккумуляторной батарее, которая установлена в релейной коробке, отсоединение шины от главной аккумуляторной батареи невозможно. Аварийная аккумуляторная шина используется для подачи питания на разъем дополнительного питания и аварийный приводной передатчик, перед которыми установлены отдельные плавкие предохранители.

#### *Аккумуляторная шина 1:*

Аккумуляторная шина 1 подключена к главной аккумуляторной батарее через реле аккумуляторной батареи, управление которым осуществляется при помощи ключ-выключателя ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования). Аккумуляторная шина 1 используется для подачи электропитания на аккумуляторную шину 2 и тока большой мощности на стартер.

Аккумуляторная шина 1 также подключена к линии напряжения питания вилки разъема аэродромного питания.

#### *Аккумуляторная шина 2:*

Аккумуляторная шина 2 подключена к аккумуляторной шине 1 через плавкий предохранитель номиналом 100 А и обеспечивает подачу питания на шину блоков управления двигателем через плавкий предохранитель номиналом 80 А, а также на основную шину через реле питания, которое приводится в действие ключ-выключателем ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования) и выключателем ESSENTIAL BUS (выключатель шины основных потребителей). Для подключения аккумуляторной шины к основной шине ключ-выключатель ELECTRIC MASTER (главный выключатель электрооборудования) должен быть установлен в положение ON (вкл.), а выключатель ESSENTIAL BUS (выключатель шины основных потребителей) — в положение OFF (выкл.).

#### *Шина блоков управления двигателем:*

Шина блоков управления двигателем подключена к аккумуляторной шине 2 через плавкий предохранитель номиналом 80 А и обеспечивает подачу питания на блоки управления двигателем А и В и соответствующие топливные насосы. Эта шина также подключена к выходной линии генератора через плавкий предохранитель номиналом 100 А и обеспечивает подачу тока на зарядку резервной аккумуляторной батареи блока управления двигателем. Для подключения блоков управления двигателем А и В к шине блоков управления двигателем выключатель ENGINE MASTER (главный выключатель двигателя) должен быть установлен в положение ON (вкл.).

Стр. 7 - 40	Ред. 1	15 марта 2011 г.	Док. № 6.01.15-Е
-------------	--------	------------------	------------------

*Основная шина:*

Основная шина подключается к аккумуляторной шине через реле питания. Она используется для подачи электропитания потребителям, непосредственно подключенным к основной шине, а также к шине БРЭО через реле, управляемое главным выключателем БРЭО. Для подключения основной шины к шине БРЭО выключатель AVIONIC MASTER (главный выключатель БРЭО) должен быть установлен в положение ON (вкл.). При нормальной работе основная шина также подключена к шине основных потребителей через реле шины основных потребителей. В случае отказа генератора пилот должен установить выключатель ESSENTIAL BUS (выключатель шины основных потребителей) в положение ON (вкл.) (см. раздел 3.4 «ОТКАЗЫ ЭЛЕКТРОСИСТЕМЫ»). При этом основная шина отключается от аккумуляторной шины и шины основных потребителей и электропитание на оборудование, подключенное к основной шине, не подается.

*Шина основных потребителей:*

При нормальной работе шина основных потребителей подключена к основной шине через реле шины основных потребителей. Шина основных потребителей используется для подачи электропитания потребителям, подключенным к шине основных потребителей. Для подключения шины основных потребителей к шине БРЭО выключатель AVIONIC MASTER (главный выключатель БРЭО) должен быть установлен в положение ON (вкл.). В случае отказа генератора пилот должен установить выключатель ESSENTIAL BUS (выключатель шины основных потребителей) в положение ON (вкл.) (см. раздел 3.4 «ОТКАЗЫ ЭЛЕКТРОСИСТЕМЫ»). При этом шина основных потребителей отключается от основной шины и подключается к аккумуляторной шине 2, которая в течение ограниченного времени обеспечивает подачу электропитания от батареи на оборудование, необходимое для обеспечения безопасного полета и посадки.

Потребители

Отдельные потребители (радиостанция, электрический насос перекачки топлива, аэронавигационные огни и т.д.) подключаются к соответствующей шине через автоматы защиты (предохранители).

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

Док. № 6.01.15-Е	Ред. 1	15 марта 2011 г.	Стр. 7 - 41
------------------	--------	------------------	-------------

### Вольтметр

Вольтметр обеспечивает индикацию напряжения в шине основных потребителей. В штатных рабочих условиях отображается напряжение генератора, в других условиях — напряжение главной аккумуляторной батареи.

### Амперметр

Амперметр обеспечивает индикацию силы тока, подаваемого в электросистему генератором постоянного тока, включая ток на зарядку аккумуляторных батарей.

### Посадочная и рулежная фары

Посадочная и рулежная фары установлены в левом крыле. Для включения фар используются соответствующие выключатели (LANDING (посадочная фара), TAXI (рулежная фара)), расположенные в ряду выключателей на главной приборной панели.

### Аэронавигационно-проблесковые огни

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

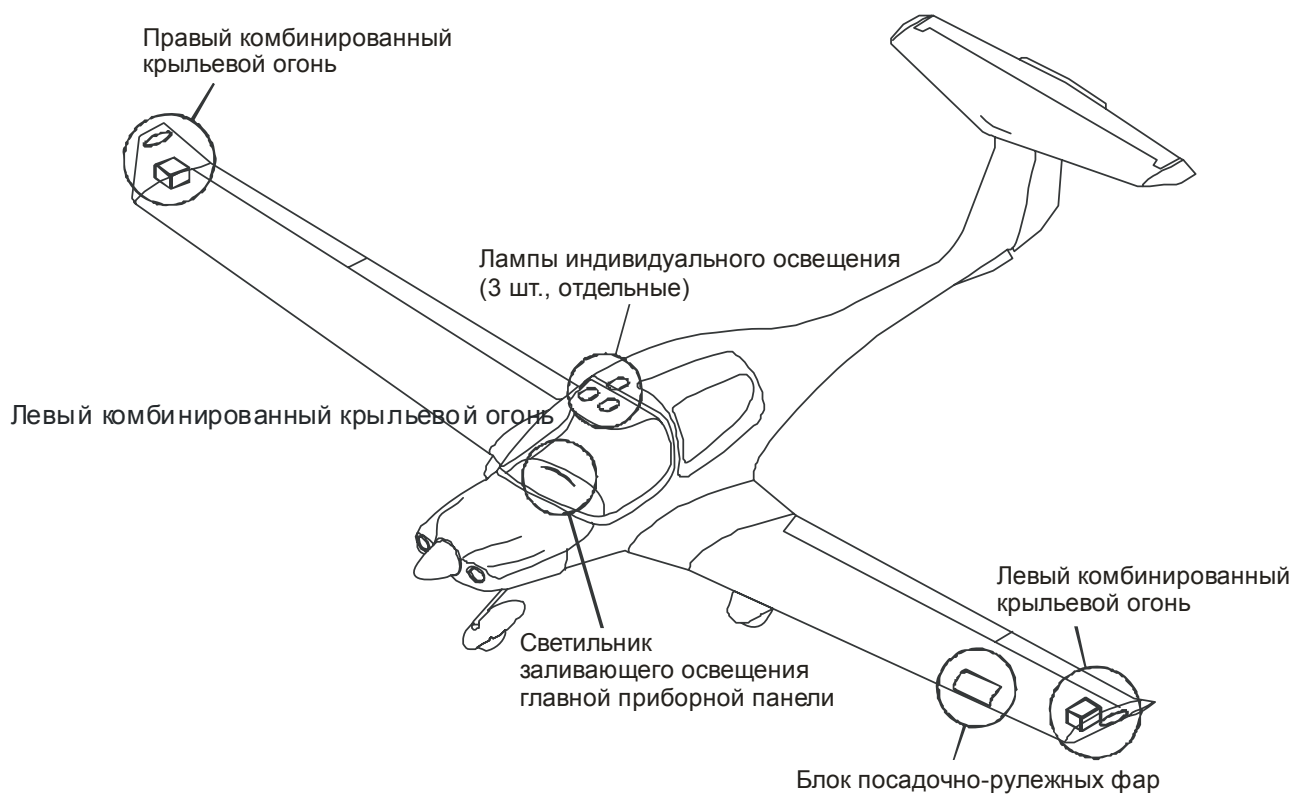
### Заливающее освещение

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



Подсветка приборов

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



Обогрев приемника полного давления

Приемник полного давления, обеспечивающий измерение давления для системы воздушного давления, оснащен электрообогревом. Для включения обогрева используется выключатель (PITOT (обогрев ППД)), расположенный в ряду выключателей на главной приборной панели. Поддержание постоянной температуры осуществляется при помощи термореле на приемнике полного давления. Для дополнительной защиты предусмотрен также встроенный плавкий предохранитель. При срабатывании плавкого предохранителя включение обогрева ППД невозможно; в этом случае при установке выключателя PITOT HT (обогрев ППД) в положение ON (вкл.) загорается сигнализатор PITOT FAIL (отказ обогрева ППД) на экране индикатора комплекса G1000 (для самолетов, оснащенных этим комплексом) или PITOT (отказ обогрева ППД) на панели сигнализации White Wire (для самолетов с этой панелью). Если обогрев ППД выключен, на экране индикатора комплекса G1000 (для самолетов, оснащенных этим комплексом) горит сигнализатор PITOT HT OFF (обогрев ППД выключен).

### **7.10.2 БЛОК УПРАВЛЕНИЯ ДВИГАТЕЛЕМ (ECU)**

#### Управление двигателем и регулирование параметров двигателя

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

Установлены следующие датчики:

Температуры масла (маслосистема двигателя)	/	OIL TEMP (на экране индикатора комплекса G1000 для самолетов, оснащенных этим комплексом), OT (на основном индикаторе параметров двигателя (MED) для самолетов, оснащенных этим индикатором)
Давления масла (маслосистема двигателя)	/	OIL PRES (на экране индикатора комплекса G1000 для самолетов, оснащенных этим комплексом), OP (на основном индикаторе параметров двигателя (MED) для самолетов, оснащенных этим индикатором)
Температуры охлаждающей жидкости	/	COOLANT TEMP (на экране индикатора комплекса G1000 для самолетов, оснащенных этим комплексом), CT (на основном индикаторе параметров двигателя (MED) для самолетов, оснащенных этим индикатором)
Температуры редуктора	/	GEARBOX (на экране индикатора комплекса G1000 для самолетов, оснащенных этим комплексом), GT (на основном индикаторе параметров двигателя (MED) для самолетов, оснащенных этим индикатором)
<ul style="list-style-type: none"> <li>– Частоты вращения распределительного вала (2 шт.)</li> <li>– Частоты вращения коленчатого вала (2 шт.)</li> <li>– Давления топлива в общей топливной рампе</li> <li>– Давления в коллекторе</li> <li>– Температуры воздуха в коллекторе</li> <li>– Давления окружающего воздуха</li> <li>– Регулятора оборотов воздушного винта / давления масла</li> <li>– Положения рычага управления двигателем (2 шт.)</li> <li>– Напряжение</li> <li>– Сигнала запуска стартера</li> <li>– Давления топлива</li> <li>– Сигнала включения переключателя VOTER (переключатель блоков управления двигателем)</li> <li>– Сигнала проверки блока управления двигателем</li> </ul>		

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

- Сигнал на клапан регулятора оборотов воздушного винта
- Сигнал на клапан регулирования давления в общей топливной рампе
- Сигналы на каждую из 4 форсунок системы впрыска
- Включение свечей накаливания
- Сигнал на регулятор давления наддува

На основном пилотажном индикаторе (PFD) комплекса G1000 (для самолетов, оснащенных этим комплексом) или панели сигнализации (для самолетов с этой панелью) отображаются следующие сигналы:

- Включение свечей накаливания
- Состояние блока управления двигателем А
- Состояние блока управления двигателем В
- Аварийный сигнализатор низкого давления топлива на экране индикатора комплекса G1000 (для самолетов, оснащенных этим комплексом)

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

При неисправности одного из блоков управления двигателем загорается предупредительный сигнализатор (ECU A/B FAIL (неисправность блока управления A/B) на основном пилотажном индикаторе (PFD) (для самолетов, оснащенных комплексом G1000) или ECU A/B (блок управления A/B) на панели сигнализации White Wire (для самолетов с этой панелью)). После загорания предупредительного сигнализатора ECU A/B FAIL (неисправность блока управления A/B) или ECU A/B (блок управления A/B) необходимо выполнить обслуживание двигателя.

## **7.11 СИСТЕМА ИЗМЕРЕНИЯ ВОЗДУШНОГО ДАВЛЕНИЯ**

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

Кран резервного приемника статического давления позволяет переключиться на использование статического давления в кабине в качестве исходного значения статического давления в случае отказа системы измерения статического давления.

## **7.12 СИСТЕМА ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ О СВАЛИВАНИИ**

При снижении воздушной скорости увеличивается объем воздуха, всасываемого через отверстие в передней кромке левого крыла, и устройство звуковой сигнализации предупреждения о приближении к режиму сваливания, расположенное в главной приборной панели, подает звуковой сигнал. При приближении к скорости сваливания громкость сигнала постепенно увеличивается. Отверстие в передней кромке левого крыла соединяется с устройством звуковой сигнализации при помощи шланга. Отверстие системы предупреждения о приближении к режиму сваливания в левом крыле отмечено красным кругом.

Страница намеренно оставлена пустой.

## РАЗДЕЛ 8

### ТЕХНИЧЕСКОЕ ОБСЛУЖИВАНИЕ САМОЛЕТА

	Стр.
8.1 ВВЕДЕНИЕ.....	8-2
8.2 ПЕРИОДИЧНОСТЬ ПРОВЕДЕНИЯ ОСМОТРОВ .....	8-2
8.3 МОДИФИКАЦИЯ И РЕМОНТ САМОЛЕТА.....	8-3
8.4 НАЗЕМНОЕ ОБСЛУЖИВАНИЕ / ТРАНСПОРТИРОВКА .....	8-3
8.4.1 НАЗЕМНОЕ ОБСЛУЖИВАНИЕ БЕЗ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ БУКСИРОВОЧНОГО ВОДИЛА .....	8-3
8.4.2 НАЗЕМНОЕ ОБСЛУЖИВАНИЕ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ БУКСИРОВОЧНОГО ВОДИЛА .....	8-4
8.4.3 ПОСТАНОВКА НА СТОЯНКУ.....	8-6
8.4.4 ШВАРТОВКА .....	8-8
8.4.5 ВЫВЕШИВАНИЕ САМОЛЕТА.....	8-8
8.4.6 РАЗВОРОТ НА СТОЯНКЕ.....	8-8
8.4.7 ТРАНСПОРТИРОВКА.....	8-9
8.5 МОЙКА И УХОД ЗА МАТЕРИАЛАМИ.....	8-10
8.5.1 ОКРАШЕННЫЕ ПОВЕРХНОСТИ.....	8-10
8.5.2 ФОНАРЬ И ЗАДНЯЯ ДВЕРЬ.....	8-10
8.5.3 ВОЗДУШНЫЙ ВИНТ .....	8-11
8.5.4 ДВИГАТЕЛЬ .....	8-11
8.5.5 ВНУТРЕННИЕ ПОВЕРХНОСТИ .....	8-11
8.6 ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНАЯ ОБРАБОТКА НА ЗЕМЛЕ.....	8-12

## **8.1 ВВЕДЕНИЕ**

В разделе 8 приводятся рекомендованные изготовителем процедуры наземного и технического обслуживания самолета. Требования к контролю и техническому обслуживанию самолета приведены в Руководстве по технической эксплуатации самолета (док. № 6.02.15). Для обеспечения необходимых летно-технических характеристик и надежности самолета необходимо строго соблюдать эти требования.

## **8.2 ПЕРИОДИЧНОСТЬ ПРОВЕДЕНИЯ ОСМОТРОВ**

Плановые осмотры проводятся каждые 100, 200 и 1000 часов. Годовые осмотры должны проводиться вне зависимости от фактического числа летных часов. Контрольный перечень работ при осмотре приводится в Руководстве по технической эксплуатации самолета (раздел 05).

При проведении технического обслуживания двигателя и воздушного винта необходимо выполнять требования Руководств по эксплуатации, Инструкций по обслуживанию, Эксплуатационных циркуляров и Эксплуатационных бюллетеней компаний Austro Engine и mt-Propeller в последней действующей редакции. При осмотре планера необходимо выполнять требования изданных изготовителем технологических карт / руководств, Эксплуатационных бюллетеней и Инструкций по обслуживанию в последней действующей редакции.

### **ВНИМАНИЕ**

Внеплановое техническое обслуживание проводится в следующих случаях:

- После грубой посадки
- После удара воздушным винтом
- После пожара двигателя
- После удара молнии
- При возникновении других неисправностей и повреждений

Порядок проведения внепланового технического обслуживания описан в Руководстве по технической эксплуатации самолета (док. № 6.02.15; раздел 05-50).

Стр. 8 - 2	Ред. 1      15 марта 2011 г.	Док. № 6.01.15-Е
------------	------------------------------	------------------



### **8.3 МОДИФИКАЦИЯ И РЕМОНТ САМОЛЕТА**

Модификация и ремонт самолета могут проводиться только в соответствии с Руководством по технической эксплуатации самолета (док. № 6.02.15) и только уполномоченным персоналом.

### **8.4 НАЗЕМНОЕ ОБСЛУЖИВАНИЕ / ТРАНСПОРТИРОВКА**

#### **8.4.1 НАЗЕМНОЕ ОБСЛУЖИВАНИЕ БЕЗ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ БУКСИРОВОЧНОГО ВОДИЛА**

При движении вперед колесо носовой опоры шасси следует по направлению движения самолета. Для изменения направления движения потянуть самолет, прикладывая усилия к воздушному винту рядом с обтекателем. Перед началом перемещения в заднем направлении нажать на хвостовую часть фюзеляжа самолета так, чтобы колесо носовой опоры шасси оторвалось от земли. Этот же способ можно использовать для поворота самолета на основных опорах шасси.

#### **8.4.2 НАЗЕМНОЕ ОБСЛУЖИВАНИЕ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ БУКСИРОВОЧНОГО ВОДИЛА**

Для наземного перемещения самолета рекомендуется использовать буксировочное водило, которое можно приобрести у изготовителя. Концы буксировочного водила разводятся в стороны и устанавливаются в предназначенные для этого отверстия в обтекателе носовой опоры шасси, как показано на рисунке ниже. Стопор должен надежно зафиксироваться.



**ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ**

Перед запуском двигателя буксировочное водило необходимо демонтировать.

**ВНИМАНИЕ**

Буксировочное водило разрешается использовать только для перемещения самолета вручную. После перемещения самолета буксировочное водило необходимо демонтировать.

**ПРИМЕЧАНИЕ**

При буксировке самолета назад необходимо надежно удерживать водило, чтобы не допустить резкого отклонения колеса носовой опоры шасси вбок.

### **8.4.3 ПОСТАНОВКА НА СТОЯНКУ**

Для кратковременной стоянки необходимо развернуть самолет против ветра, затянуть стояночный тормоз и убрать закрылки. Для продолжительной или неохраняемой стоянки, а также в условиях непредсказуемого направления и скорости ветра самолет необходимо пришвартовать, прикрепив его к земле, или поставить в ангар. Рекомендуется оставлять самолет для стоянки в ангаре.

#### **Стопор рулевых поверхностей**

У изготовителя можно приобрести стопор рулевых поверхностей, который можно использовать для блокировки основных органов управления самолетом. Стопор рулевых поверхностей рекомендуется устанавливать при постановке самолета на стоянку вне ангара, поскольку в противном случае при сильном попутном ветре возможно отклонение рулевых поверхностей до упоров. Это может привести к чрезмерному износу или повреждению поверхностей.

### **ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ**

Перед полетом стопор рулевых поверхностей необходимо демонтировать.

Порядок установки стопора рулевых поверхностей:

1. Отжать педали управления рулем направления в крайнее заднее положение.
2. Прикрепить стопор рулевых поверхностей к педалям.
3. Закрепить ручку управления, один раз обмотав вокруг нее ремни.
4. Прикрепить замки и затянуть ремни.

Демонтаж стопора производится в обратном порядке.

### **ПРИМЕЧАНИЕ**

При постановке самолета на стоянку вне ангара, под прямыми солнечными лучами и при температуре наружного воздуха более +25°C (77°F) рекомендуется зачехлять фонарь самолета для предотвращения чрезмерного нагрева главной приборной панели, который может привести к выходу оборудования из строя. Чехол для фонаря можно заказать в компании Diamond Aircraft Industries (шифр изделия S\_30172).

Стр. 8 - 6	Ред. 1	15 марта 2011 г.	Док. № 6.01.15-E
------------	--------	------------------	------------------



#### **8.4.4 ШВАРТОВКА**

В гребне самолета предусмотрено отверстие, которое можно использовать для швартовки самолета. Кроме того, на каждом крыле рядом с законцовкой возможна установка специальных проушин с метрической резьбой М8, которые могут использоваться в качестве узлов швартовки.

#### **8.4.5 ВЫВЕШИВАНИЕ САМОЛЕТА**

Для вывешивания самолета его необходимо установить на подъемники в двух точках, расположенных на нижней стороне левой и правой корневых нервюр центроплана, а также на киле.

#### **8.4.6 РАЗВОРОТ НА СТОЯНКЕ**

Для разворота самолета нажать на хвостовую часть фюзеляжа перед килем так, чтобы колесо носовой опоры шасси оторвалось от земли. После этого самолет можно повернуть на основных опорах шасси. После разворота самолета в нужное положение медленно отпустить хвостовую часть фюзеляжа, чтобы колесо носовой опоры шасси опустилось на землю.

#### **8.4.7 ТРАНСПОРТИРОВКА**

Для транспортировки самолета рекомендуется использовать открытый трейлер. Все части самолета необходимо уложить на мягкую поверхность и надежно зафиксировать во избежание их смещения при транспортировке.

#### **ПРИМЕЧАНИЕ**

Операции разборки и сборки самолета относятся к техническому обслуживанию и должны выполняться квалифицированным персоналом.

##### **1. Фюзеляж:**

Фюзеляж должен опираться на основные опоры и носовую опору шасси. Необходимо исключить смещение фюзеляжа в каком-либо направлении. Необходимо также оставить зазор достаточной ширины вокруг воздушного винта, чтобы не допустить повреждения воздушного винта в случае смещения фюзеляжа в ходе транспортировки.

##### **2. Крылья:**

Для транспортировки оба крыла необходимо демонтировать с фюзеляжа. Во избежание повреждения крылья необходимо транспортировать в вертикальном положении, установив их на переднюю кромку и разместив на профильной поверхности, покрытой мягким материалом, шириной не менее 400 мм (1,3 фута). Внешнюю часть крыла (на расстоянии приблизительно 3 м (10 футов) от области корневой нервюры) необходимо разместить на профильной поверхности, покрытой мягким материалом, шириной не менее 300 мм (1 фут).

Крылья необходимо надежно закрепить для предотвращения их смещения назад.

##### **3. Стабилизатор:**

Стабилизатор необходимо перевозить на трейлере в горизонтальном положении, закрепив его ремнями, или в вертикальном положении, установив его на переднюю кромку и разместив на профильной поверхности. Все поверхности должны быть покрыты войлоком или пористой резиной.

Док. № 6.01.15-Е	Ред. 1	15 марта 2011 г.	Стр. 8 - 9
------------------	--------	------------------	------------

## **8.5 МОЙКА И УХОД ЗА МАТЕРИАЛАМИ**

### **ВНИМАНИЕ**

Самолет необходимо содержать в чистоте. Чистая светоотражающая поверхность предотвращает перегрев самолета.

### **ВНИМАНИЕ**

Чрезмерное загрязнение самолета ухудшает его летные характеристики.

#### **8.5.1 ОКРАШЕННЫЕ ПОВЕРХНОСТИ**

Вся поверхность самолета окрашена белой двухкомпонентной краской, устойчивой к атмосферным воздействиям. Тем не менее, рекомендуется обеспечить защиту самолета от влаги и сырости. Не рекомендуется для продолжительной стоянки оставлять самолет вне ангара.

Для удаления грязи, насекомых и т.п. достаточно вымыть самолет чистой водой или водой с добавлением мягкого моющего средства. Для удаления трудноудаляемых пятен можно пользоваться автомобильными чистящими средствами. Чтобы упростить удаление грязи, рекомендуется чистить самолет после завершения летного дня, чтобы исключить засыхание грязи на поверхностях.

Для удаления пятен масла, гари и т.п. с нижней части фюзеляжа можно пользоваться специальными моющими средствами. Перед началом работы необходимо убедиться, что моющее средство не повредит поверхность краски. Для защиты лакокрасочных поверхностей следует пользоваться обычными автомобильными защитными средствами.

#### **8.5.2 ФОНАРЬ И ЗАДНЯЯ ДВЕРЬ**

Фонарь кабины и заднюю дверь следует чистить чистящим средством Plexiklar или любым другим чистящим средством для акрилового стекла; при отсутствии такого средства пользоваться чуть теплой водой. В завершение мойки вытереть поверхность чистой замшей или мягкой тканью. Запрещается тереть и полировать сухое акриловое стекло.

Стр. 8 - 10	Ред. 1	15 марта 2011 г.	Док. № 6.01.15-Е
-------------	--------	------------------	------------------



### **8.5.3 ВОЗДУШНЫЙ ВИНТ**

В случае повреждения или неисправностей воздушного винта в ходе эксплуатации необходимо провести осмотр винта. Осмотр должен проводиться уполномоченным персоналом.

#### **Поверхность**

Винт окрашен полиуретановой или акриловой краской, устойчивой почти ко всем растворителям. Для чистки и защиты лопастей можно пользоваться обычными автомобильными чистящими и защитными средствами. Проникновение влаги во внутренние деревянные части лопастей категорически не допускается. При возникновении сомнений необходимо проконсультироваться с инспектором соответствующей категории.

### **8.5.4 ДВИГАТЕЛЬ**

Мойка двигателя производится в ходе плановых осмотров.

### **8.5.5 ВНУТРЕННИЕ ПОВЕРХНОСТИ**

Для чистки внутренних поверхностей следует пользоваться пылесосом. Все незакрепленные предметы (ручки, сумки и т.п.) необходимо убрать из кабины или убрать в соответствующие ящики и закрепить.

Для чистки приборов пользоваться сухой мягкой тканью, пластмассовые поверхности протирать тканью, смоченной в воде без добавления моющих средств.

## **ВНИМАНИЕ**

Экраны основного пилотажного индикатора и многофункционального индикатора закрыты линзами со специальным антибликовым покрытием, которое можно очень легко повредить кремами для кожи на масляной основе, воском и абразивными чистящими средствами. ЧИСТЯЩИЕ СРЕДСТВА С СОДЕРЖАНИЕМ АММИАКА МОГУТ ПОВРЕДИТЬ АНТИБЛИКОВОЕ ПОКРЫТИЕ. Для очистки линз пользоваться чистой тряпкой из безворсового материала, в инструкции к которой указано, что она пригодна для очистки антибликовых покрытий.

## **8.6 ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНАЯ ОБРАБОТКА НА ЗЕМЛЕ**

Разрешенные противобледенительные жидкости:

Изготовитель	Наименование
Kilfrost	TKS 80
Aeroshell	Compound 07
Любой	AL-5 (DTD 406B)

1. Очистить самолет от снега, пользуясь мягкой щеткой.
2. Нанести противобледенительную жидкость на обледеневшие поверхности, пользуясь пригодным для этого разбрызгивателем.
3. Мягкой тканью насухо протереть самолет.

## РАЗДЕЛ 9

### ДОПОЛНИТЕЛЬНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

	Стр.
9.1 ВВЕДЕНИЕ.....	9-2
9.2 ПЕРЕЧЕНЬ ДОПОЛНИТЕЛЬНОЙ ДОКУМЕНТАЦИИ .....	9-3

## **9.1 ВВЕДЕНИЕ**

В разделе 9 приводится информация о дополнительном (устанавливаемом по отдельному заказу) оборудовании самолета DA 40 NG.

Если не указано иное, процедуры, приведенные в документации на дополнительное оборудование, должны выполняться дополнительно к процедурам, приведенным в основной части Руководства по летной эксплуатации.

Все утвержденное дополнительное оборудование перечислено в Перечне дополнительной документации в данном разделе.

В Руководство по летной эксплуатации включена только та Дополнительная документация, которая соответствует установленному на самолете оборудованию (см. Перечень установленного оборудования в разделе 6.5).

### **ПРИМЕЧАНИЕ**

Не допускается установка указанного Дополнительного оборудования в любой произвольной конфигурации.

Стр. 9 - 2	Ред. 1	15 марта 2011 г.	Док. № 6.01.15-Е
------------	--------	------------------	------------------

**9.2 ПЕРЕЧЕНЬ ДОПОЛНИТЕЛЬНОЙ ДОКУМЕНТАЦИИ**

Серийный номер самолета:		Регистрация:		Дата:	
№ доп.	Название	Ред. №	Дата	Применяется	
				ДА	НЕТ
A01	Комплекс бортового радиоэлектронного оборудования Garmin G1000	0	15 марта 2011 г.	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
A02	Система внутренней связи PM 1000 II	0	15 марта 2011 г.	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
A05	Кабина в комплектации DA 40 NG Club (вспомогательный индикатор параметров двигателя (SED), основной индикатор параметров двигателя (MED), панель сигнализации White Wire)	0	15 марта 2011 г.	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
A13	Система автопилота Bendix/King KAP 140	1	15 марта 2011 г.	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
A29	Ответчик Garmin GTX 328	0	15 марта 2011 г.	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
A30	Приемопередатчик COM/NAV Garmin SL 30	0	15 марта 2011 г.	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
S04	Аварийный приводной передатчик ME 406	0	01 апреля 2010 г.	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
S06	Система трехмерного изображения Synthetic Vision для комплекса G1000	1	15 марта 2011 г.	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
S07	Система вентиляции и охлаждения кабины с рециркуляцией воздуха	2	15 марта 2011 г.	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>

Страница намеренно оставлена пустой.