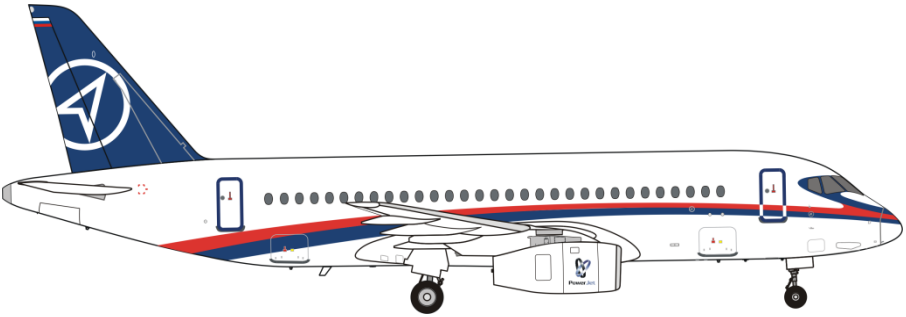
СУХОЙ
ГРАЖДАНСКИЕ САМОЛЕТЫ
Компания "Сухого" и "Алении Аэронаутики"



RRJ-95B

ЛЕТНОЕ РУКОВОДСТВО

M7.92.0AFM.000.000.RU

(Ревизия C)

0.00.01 ЛИСТ РЕГИСТРАЦИИ ИЗМЕНЕНИЙ

Изменение		Внесено		Изменение		Внесено	
№	дата	дата	подпись	№	дата	дата	подпись

© ЗАО «ГСС» 05 ДЕК 10

0.00.02 ЛИСТ РЕГИСТРАЦИИ ВРЕМЕННЫХ ИЗМЕНЕНИЙ

№	Дата	Содержание/применимость	Отмена временного изменения (причина)

© ЗАО «ГСС» 05 ДЕК 10

1.00.00 СОДЕРЖАНИЕ

0.00.01 ЛИСТ РЕГИСТРАЦИИ ИЗМЕНЕНИЙ
0.00.02 ЛИСТ РЕГИСТРАЦИИ ВРЕМЕННЫХ ИЗМЕНЕНИЙ
1.00.00 СОДЕРЖАНИЕ
1.01.00 ПЕРЕЧЕНЬ ДЕЙСТВУЮЩИХ СТРАНИЦ
1.02.00 ПЕРЕЧЕНЬ ДЕЙСТВУЮЩИХ ВРЕМЕННЫХ ИЗМЕНЕНИЙ
1.03.00 ПЕРЕЧЕНЬ ИЗМЕНЕНИЙ
1.04.00 ПЕРЕЧЕНЬ МОДИФИКАЦИЙ
1.05.00 ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ
1.05.01 ВВЕДЕНИЕ
1.05.02 ПРИМЕНЕНИЕ
1.05.03 ОБЩИЕ ПРАВИЛА И ОБЯЗАННОСТИ
1.05.04 СОСТАВ ЛЕТНОГО РУКОВОДСТВА
1.05.05 ИНФОРМАЦИЯ, СОДЕРЖАЩАЯСЯ В КОЛОНТИТУЛАХ
1.05.06 ИЗМЕНЕНИЯ
1.05.07 ВРЕМЕННЫЕ ИЗМЕНЕНИЯ
1.05.08 ВНЕСЕНИЕ ИЗМЕНЕНИЙ
1.05.09 ФОРМЫ ПОВЫШЕНИЯ ВНИМАНИЯ
1.05.10 СООТНОШЕНИЕ МЕЖДУ ЕДИНИЦАМИ ИЗМЕРЕНИЯ
1.05.11 ОБЩИЙ ВИД САМОЛЕТА В ТРЕХ ПРОЕКЦИЯХ
1.06.00 ПЕРЕЧЕНЬ АББРЕВИАТУР И СОКРАЩЕНИЙ

© ЗАО «ГСС» 05 ДЕК 10

1.01.00 ПЕРЕЧЕНЬ ДЕЙСТВУЮЩИХ СТРАНИЦ

Раздел, подраздел, пункт	Стр.	Серийный заводской номер самолета	Дата
0.00.01	1	Все	05 ДЕК 10
0.00.02	1	Все	05 ДЕК 10
1.00.00	1	Все	05 ДЕК 10
1.01.00	1	Все	05 ДЕК 10
	2	Все	05 ДЕК 10
	3	Все	05 ДЕК 10
	4	Все	05 ДЕК 10
	5	Все	05 ДЕК 10
	6	Все	05 ДЕК 10
	7	Все	05 ДЕК 10
	8	Все	05 ДЕК 10
	9	Все	05 ДЕК 10
	10	Все	05 ДЕК 10
	11	Все	05 ДЕК 10
1.02.00	1	Все	05 ДЕК 10
1.03.00	1	Все	05 ДЕК 10
1.04.00	1	Все	05 ДЕК 10
1.05.00	1	Все	05 ДЕК 10
1.05.02	1	Все	05 ДЕК 10
1.05.03	1	Все	05 ДЕК 10
1.05.04	1	Все	05 ДЕК 10
1.05.05	1	Все	05 ДЕК 10
1.05.06	1	Все	05 ДЕК 10
1.05.07	1	Все	05 ДЕК 10
1.05.08	1	Все	05 ДЕК 10
1.05.09	1	Все	05 ДЕК 10
1.05.10	1	Все	05 ДЕК 10
1.05.11	1	Все	05 ДЕК 10
	2	Все	05 ДЕК 10
1.06.00	1	Все	05 ДЕК 10
	2	Все	05 ДЕК 10
	3	Все	05 ДЕК 10
	4	Все	05 ДЕК 10
	5	Все	05 ДЕК 10
	6	Все	05 ДЕК 10
	7	Все	05 ДЕК 10
	8	Все	05 ДЕК 10
	9	Все	05 ДЕК 10
	10	Все	05 ДЕК 10
	11	Все	05 ДЕК 10
	12	Все	05 ДЕК 10

Раздел, подраздел, пункт	Стр.	Серийный заводской номер самолета	Дата
	13	Все	05 ДЕК 10
	14	Все	05 ДЕК 10
	15	Все	05 ДЕК 10
	16	Все	05 ДЕК 10
	17	Все	05 ДЕК 10
	18	Все	05 ДЕК 10
	19	Все	05 ДЕК 10
	20	Все	05 ДЕК 10
	21	Все	05 ДЕК 10
	22	Все	05 ДЕК 10
	23	Все	05 ДЕК 10
	24	Все	05 ДЕК 10
2.00.00	1	Все	05 ДЕК 10
2.01.00	1	Все	05 ДЕК 10
2.01.02	1	Все	05 ДЕК 10
2.02.00	1	Все	05 ДЕК 10
2.02.02	1	Все	05 ДЕК 10
2.02.03	1	Все	05 ДЕК 10
2.02.04	1	Все	05 ДЕК 10
2.02.05	1	Все	05 ДЕК 10
2.02.06	1	Все	05 ДЕК 10
2.02.07	1	Все	05 ДЕК 10
2.02.08	1	Все	05 ДЕК 10
2.02.09	1	Все	05 ДЕК 10
2.02.10	1	Все	05 ДЕК 10
2.02.11	1	Все	05 ДЕК 10
2.02.12	1	Все	05 ДЕК 10
2.02.13	1	Все	05 ДЕК 10
2.02.14	1	Все	05 ДЕК 10
	2	Все	05 ДЕК 10
	3	Все	05 ДЕК 10
	4	Все	05 ДЕК 10
	5	Все	05 ДЕК 10
	6	Все	05 ДЕК 10
2.02.15	1	Все	05 ДЕК 10
2.02.16	1	Все	05 ДЕК 10
2.02.21	1	Все	05 ДЕК 10
2.02.22	1	Все	05 ДЕК 10
2.02.23	1	Все	05 ДЕК 10
2.02.24	1	Все	05 ДЕК 10
2.02.26	1	Все	05 ДЕК 10
2.02.27	1	Все	05 ДЕК 10
2.02.28	1	Все	05 ДЕК 10

Раздел, подраздел, пункт	Стр.	Серийный заводской номер самолета	Дата
	2	Все	05 ДЕК 10
2.02.29	1	Все	05 ДЕК 10
2.02.34	1	Все	05 ДЕК 10
	2	Все	05 ДЕК 10
2.02.35	1	Все	05 ДЕК 10
2.02.49	1	Все	05 ДЕК 10
2.02.70	1	Все	05 ДЕК 10
	2	Все	05 ДЕК 10
2.57.90	1	Все	05 ДЕК 10
3.00.00	1	Все	05 ДЕК 10
	2	Все	05 ДЕК 10
3.05.00	1	Все	05 ДЕК 10
	2	Все	05 ДЕК 10
	3	Все	05 ДЕК 10
	4	Все	05 ДЕК 10
3.10.00	1	Все	05 ДЕК 10
3.10.02	1	Все	05 ДЕК 10
	2	Все	05 ДЕК 10
	3	Все	05 ДЕК 10
3.10.03	1	Все	05 ДЕК 10
3.10.04	1	Все	05 ДЕК 10
3.10.05	1	Все	05 ДЕК 10
	2	Все	05 ДЕК 10
	3	Все	05 ДЕК 10
	4	Все	05 ДЕК 10
	5	Все	05 ДЕК 10
	6	Все	05 ДЕК 10
	7	Все	05 ДЕК 10
3.10.06	1	Все	05 ДЕК 10
	2	Все	05 ДЕК 10
3.10.07	1	Все	05 ДЕК 10
	2	Все	05 ДЕК 10
3.10.08	1	Все	05 ДЕК 10
	2	Все	05 ДЕК 10
	3	Все	05 ДЕК 10
3.10.09	1	Все	05 ДЕК 10
3.10.10	1	Все	05 ДЕК 10
	2	Все	05 ДЕК 10
3.10.11	1	Все	05 ДЕК 10
	2	Все	05 ДЕК 10
	3	Все	05 ДЕК 10
3.10.12	1	Все	05 ДЕК 10
3.10.13	1	Все	05 ДЕК 10

Раздел, подраздел, пункт	Стр.	Серийный заводской номер самолета	Дата
3.10.14	1	Все	05 ДЕК 10
3.10.15	1	Все	05 ДЕК 10
3.10.16	1	Все	05 ДЕК 10
3.10.17	1	Все	05 ДЕК 10
3.10.18	1	Все	05 ДЕК 10
	2	Все	05 ДЕК 10
	3	Все	05 ДЕК 10
	4	Все	05 ДЕК 10
	5	Все	05 ДЕК 10
	6	Все	05 ДЕК 10
	7	Все	05 ДЕК 10
	8	Все	05 ДЕК 10
	9	Все	05 ДЕК 10
	10	Все	05 ДЕК 10
	11	Все	05 ДЕК 10
	12	Все	05 ДЕК 10
	13	Все	05 ДЕК 10
	14	Все	05 ДЕК 10
3.10.19	1	Все	05 ДЕК 10
3.10.20	1	Все	05 ДЕК 10
	2	Все	05 ДЕК 10
3.10.21	1	Все	05 ДЕК 10
	2	Все	05 ДЕК 10
	3	Все	05 ДЕК 10
	4	Все	05 ДЕК 10
	5	Все	05 ДЕК 10
3.10.22	1	Все	05 ДЕК 10
	2	Все	05 ДЕК 10
3.10.23	1	Все	05 ДЕК 10
3.10.24	1	Все	05 ДЕК 10
	2	Все	05 ДЕК 10
	3	Все	05 ДЕК 10
	4	Все	05 ДЕК 10
	5	Все	05 ДЕК 10
	6	Все	05 ДЕК 10
	7	Все	05 ДЕК 10
	8	Все	05 ДЕК 10
	9	Все	05 ДЕК 10
	10	Все	05 ДЕК 10
	11	Все	05 ДЕК 10
	12	Все	05 ДЕК 10
	13	Все	05 ДЕК 10
	14	Все	05 ДЕК 10

Раздел, подраздел, пункт	Стр.	Серийный заводской номер самолета	Дата
	15	Все	05 ДЕК 10
	16	Все	05 ДЕК 10
	17	Все	05 ДЕК 10
	18	Все	05 ДЕК 10
	19	Все	05 ДЕК 10
	20	Все	05 ДЕК 10
	21	Все	05 ДЕК 10
	22	Все	05 ДЕК 10
	23	Все	05 ДЕК 10
	24	Все	05 ДЕК 10
	25	Все	05 ДЕК 10
	26	Все	05 ДЕК 10
	27	Все	05 ДЕК 10
	28	Все	05 ДЕК 10
	29	Все	05 ДЕК 10
	30	Все	05 ДЕК 10
3.10.25	1	Все	05 ДЕК 10
3.10.26	1	Все	05 ДЕК 10
	2	Все	05 ДЕК 10
	3	Все	05 ДЕК 10
	4	Все	05 ДЕК 10
	5	Все	05 ДЕК 10
3.10.27	1	Все	05 ДЕК 10
	2	Все	05 ДЕК 10
	3	Все	05 ДЕК 10
	4	Все	05 ДЕК 10
	5	Все	05 ДЕК 10
	6	Все	05 ДЕК 10
	7	Все	05 ДЕК 10
	8	Все	05 ДЕК 10
	9	Все	05 ДЕК 10
3.10.28	1	Все	05 ДЕК 10
	2	Все	05 ДЕК 10
	3	Все	05 ДЕК 10
	4	Все	05 ДЕК 10
	5	Все	05 ДЕК 10
	6	Все	05 ДЕК 10
3.10.29	1	Все	05 ДЕК 10
	2	Все	05 ДЕК 10
	3	Все	05 ДЕК 10
	4	Все	05 ДЕК 10
	5	Все	05 ДЕК 10

Раздел, подраздел, пункт	Стр.	Серийный заводской номер самолета	Дата
	6	Все	05 ДЕК 10
	7	Все	05 ДЕК 10
	8	Все	05 ДЕК 10
	9	Все	05 ДЕК 10
	10	Все	05 ДЕК 10
	11	Все	05 ДЕК 10
	12	Все	05 ДЕК 10
	13	Все	05 ДЕК 10
	14	Все	05 ДЕК 10
	15	Все	05 ДЕК 10
	16	Все	05 ДЕК 10
3.10.30	1	Все	05 ДЕК 10
	2	Все	05 ДЕК 10
	3	Все	05 ДЕК 10
	4	Все	05 ДЕК 10
	5	Все	05 ДЕК 10
3.10.31	1	Все	05 ДЕК 10
	2	Все	05 ДЕК 10
	3	Все	05 ДЕК 10
	4	Все	05 ДЕК 10
	5	Все	05 ДЕК 10
	6	Все	05 ДЕК 10
	7	Все	05 ДЕК 10
	8	Все	05 ДЕК 10
3.10.32	1	Все	05 ДЕК 10
	2	Все	05 ДЕК 10
	3	Все	05 ДЕК 10
	4	Все	05 ДЕК 10
	5	Все	05 ДЕК 10
	6	Все	05 ДЕК 10
	7	Все	05 ДЕК 10
	8	Все	05 ДЕК 10
	9	Все	05 ДЕК 10
	10	Все	05 ДЕК 10
3.10.33	1	Все	05 ДЕК 10
3.10.34	1	Все	05 ДЕК 10
	2	Все	05 ДЕК 10
	3	Все	05 ДЕК 10
	4	Все	05 ДЕК 10
	5	Все	05 ДЕК 10
	6	Все	05 ДЕК 10
	7	Все	05 ДЕК 10
	8	Все	05 ДЕК 10

Раздел, подраздел, пункт	Стр.	Серийный заводской номер самолета	Дата
3.10.35	1	Все	05 ДЕК 10
3.10.36	1	Все	05 ДЕК 10
3.10.49	1	Все	05 ДЕК 10
3.10.52	1	Все	05 ДЕК 10
	2	Все	05 ДЕК 10
	3	Все	05 ДЕК 10
	4	Все	05 ДЕК 10
	5	Все	05 ДЕК 10
	6	Все	05 ДЕК 10
3.10.70	1	Все	05 ДЕК 10
	2	Все	05 ДЕК 10
	3	Все	05 ДЕК 10
	4	Все	05 ДЕК 10
	5	Все	05 ДЕК 10
	6	Все	05 ДЕК 10
	7	Все	05 ДЕК 10
	8	Все	05 ДЕК 10
	9	Все	05 ДЕК 10
	10	Все	05 ДЕК 10
	11	Все	05 ДЕК 10
	12	Все	05 ДЕК 10
	13	Все	05 ДЕК 10
	14	Все	05 ДЕК 10
	15	Все	05 ДЕК 10
	16	Все	05 ДЕК 10
	17	Все	05 ДЕК 10
	18	Все	05 ДЕК 10
	19	Все	05 ДЕК 10
	20	Все	05 ДЕК 10
3.15.00	1	Все	05 ДЕК 10
3.15.01	1	Все	05 ДЕК 10
	2	Все	05 ДЕК 10
	3	Все	05 ДЕК 10
3.15.02	1	Все	05 ДЕК 10
	2	Все	05 ДЕК 10
3.15.03	1	Все	05 ДЕК 10
	2	Все	05 ДЕК 10
3.15.04	1	Все	05 ДЕК 10
	2	Все	05 ДЕК 10
3.15.05	1	Все	05 ДЕК 10
3.15.06	1	Все	05 ДЕК 10
	2	Все	05 ДЕК 10
3.15.07	1	Все	05 ДЕК 10

Раздел, подраздел, пункт	Стр.	Серийный заводской номер самолета	Дата
3.15.08	1	Все	05 ДЕК 10
4.00.00	1	Все	05 ДЕК 10
4.05.00	1	Все	05 ДЕК 10
4.05.02	1	Все	05 ДЕК 10
4.05.03	1	Все	05 ДЕК 10
	2	Все	05 ДЕК 10
4.10.00	1	Все	05 ДЕК 10
4.10.02	1	Все	05 ДЕК 10
	2	Все	05 ДЕК 10
4.10.03	1	Все	05 ДЕК 10
	2	Все	05 ДЕК 10
4.10.04	1	Все	05 ДЕК 10
	2	Все	05 ДЕК 10
4.10.05	1	Все	05 ДЕК 10
4.10.06	1	Все	05 ДЕК 10
4.10.07	1	Все	05 ДЕК 10
	2	Все	05 ДЕК 10
4.10.08	1	Все	05 ДЕК 10
	2	Все	05 ДЕК 10
4.10.09	1	Все	05 ДЕК 10
	2	Все	05 ДЕК 10
4.10.10	1	Все	05 ДЕК 10
4.10.11	1	Все	05 ДЕК 10
	2	Все	05 ДЕК 10
4.10.12	1	Все	05 ДЕК 10
	2	Все	05 ДЕК 10
	3	Все	05 ДЕК 10
4.10.13	1	Все	05 ДЕК 10
4.10.14	1	Все	05 ДЕК 10
4.10.15	1	Все	05 ДЕК 10
	2	Все	05 ДЕК 10
	3	Все	05 ДЕК 10
4.10.16	1	Все	05 ДЕК 10
4.10.17	1	Все	05 ДЕК 10
	2	Все	05 ДЕК 10
	3	Все	05 ДЕК 10
4.11.00	1	Все	05 ДЕК 10
	2	Все	05 ДЕК 10
	3	Все	05 ДЕК 10
4.11.01	1	Все	05 ДЕК 10
	2	Все	05 ДЕК 10
	3	Все	05 ДЕК 10
	4	Все	05 ДЕК 10

Раздел, подраздел, пункт	Стр.	Серийный заводской номер самолета	Дата
	5	Все	05 ДЕК 10
	6	Все	05 ДЕК 10
	7	Все	05 ДЕК 10
	8	Все	05 ДЕК 10
	9	Все	05 ДЕК 10
	10	Все	05 ДЕК 10
	11	Все	05 ДЕК 10
	12	Все	05 ДЕК 10
	13	Все	05 ДЕК 10
	14	Все	05 ДЕК 10
	15	Все	05 ДЕК 10
	16	Все	05 ДЕК 10
	17	Все	05 ДЕК 10
	18	Все	05 ДЕК 10
	19	Все	05 ДЕК 10
	20	Все	05 ДЕК 10
	21	Все	05 ДЕК 10
	22	Все	05 ДЕК 10
	23	Все	05 ДЕК 10
	24	Все	05 ДЕК 10
	25	Все	05 ДЕК 10
	26	Все	05 ДЕК 10
	27	Все	05 ДЕК 10
	28	Все	05 ДЕК 10
	29	Все	05 ДЕК 10
	30	Все	05 ДЕК 10
	31	Все	05 ДЕК 10
	32	Все	05 ДЕК 10
	33	Все	05 ДЕК 10
	34	Все	05 ДЕК 10
	35	Все	05 ДЕК 10
	36	Все	05 ДЕК 10
	37	Все	05 ДЕК 10
	38	Все	05 ДЕК 10
	39	Все	05 ДЕК 10
	40	Все	05 ДЕК 10
	41	Все	05 ДЕК 10
	42	Все	05 ДЕК 10
	43	Все	05 ДЕК 10
	44	Все	05 ДЕК 10
	45	Все	05 ДЕК 10
	46	Все	05 ДЕК 10
	47	Все	05 ДЕК 10

Раздел, подраздел, пункт	Стр.	Серийный заводской номер самолета	Дата
	48	Все	05 ДЕК 10
	49	Все	05 ДЕК 10
	50	Все	05 ДЕК 10
	51	Все	05 ДЕК 10
	52	Все	05 ДЕК 10
	53	Все	05 ДЕК 10
	54	Все	05 ДЕК 10
	55	Все	05 ДЕК 10
	56	Все	05 ДЕК 10
	57	Все	05 ДЕК 10
	58	Все	05 ДЕК 10
	59	Все	05 ДЕК 10
	60	Все	05 ДЕК 10
	61	Все	05 ДЕК 10
	62	Все	05 ДЕК 10
	63	Все	05 ДЕК 10
	64	Все	05 ДЕК 10
	65	Все	05 ДЕК 10
	66	Все	05 ДЕК 10
	67	Все	05 ДЕК 10
	68	Все	05 ДЕК 10
	69	Все	05 ДЕК 10
	70	Все	05 ДЕК 10
	71	Все	05 ДЕК 10
	72	Все	05 ДЕК 10
	73	Все	05 ДЕК 10
	74	Все	05 ДЕК 10
	75	Все	05 ДЕК 10
	76	Все	05 ДЕК 10
	77	Все	05 ДЕК 10
	78	Все	05 ДЕК 10
	79	Все	05 ДЕК 10
	80	Все	05 ДЕК 10
	81	Все	05 ДЕК 10
	82	Все	05 ДЕК 10
	83	Все	05 ДЕК 10
4.11.02	1	Все	05 ДЕК 10
	2	Все	05 ДЕК 10
	3	Все	05 ДЕК 10
4.15.00	1	Все	05 ДЕК 10
	2	Все	05 ДЕК 10
	3	Все	05 ДЕК 10
4.15.02	1	Все	05 ДЕК 10

Раздел, подраздел, пункт	Стр.	Серийный заводской номер самолета	Дата
4.15.03	1	Все	05 ДЕК 10
	2	Все	05 ДЕК 10
	3	Все	05 ДЕК 10
	4	Все	05 ДЕК 10
4.15.04	1	Все	05 ДЕК 10
5.00.00	1	Все	05 ДЕК 10
6.00.00	1	Все	05 ДЕК 10
6.01.00	1	Все	05 ДЕК 10
6.01.01	1	Все	05 ДЕК 10
6.01.02	1	Все	05 ДЕК 10
6.01.21	1	Все	05 ДЕК 10
6.01.22	1	Все	05 ДЕК 10
6.01.23	1	Все	05 ДЕК 10
6.01.24	1	Все	05 ДЕК 10
6.01.25	1	Все	05 ДЕК 10
6.01.26	1	Все	05 ДЕК 10
6.01.28	1	Все	05 ДЕК 10
6.01.29	1	Все	05 ДЕК 10
6.01.30	1	Все	05 ДЕК 10
6.01.31	1	Все	05 ДЕК 10
6.01.32	1	Все	05 ДЕК 10
6.01.33	1	Все	05 ДЕК 10
6.01.34	1	Все	05 ДЕК 10
6.01.35	1	Все	05 ДЕК 10
6.01.36	1	Все	05 ДЕК 10
6.01.38	1	Все	05 ДЕК 10
6.01.45	1	Все	05 ДЕК 10
6.01.49	1	Все	05 ДЕК 10
6.01.52	1	Все	05 ДЕК 10
6.01.70	1	Все	05 ДЕК 10
	2	Все	05 ДЕК 10

1.02.00 ПЕРЕЧЕНЬ ДЕЙСТВУЮЩИХ ВРЕМЕННЫХ ИЗМЕНЕНИЙ

Раздел, подраздел, пункт	Стр.	Серийный номер самолета	Дата

1.03.00 ПЕРЕЧЕНЬ ИЗМЕНЕНИЙ

№	Дата	Содержание	Раздел подраздел, пункт

1.04.00 ПЕРЕЧЕНЬ МОДИФИКАЦИЙ

№	Перечень

1.05.00 ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

1.05.01 ВВЕДЕНИЕ

Летное руководство типа воздушного судна (ЛР) - сертификационный документ, регламентирующий лётную эксплуатацию воздушного судна.

ЛР является частью типовой конструкции и одобряется Авиационным Регистром Межгосударственого Авиационного Комитета (АР МАК).

ПРИМЕЧАНИЕ.

Термин ЛР соответствует используемуму в международной практике англоязычному термину "Airplane Flight Manual" (AFM). ЛР содержит сведения (эксплуатационные ограничения, порядок действий при эксплуатации, летные характеристики и т.п.), необходимые для эксплуатации самолета на уровне безопасности, устанавливаемом сертификационным базисом самолета.

ЛР выпускается для воздушного судна (ВС), модель которого указана на титульной странице ЛР.

1.05.02 ПРИМЕНЕНИЕ

В Перечне действующих страниц указывается применимость каждой упомянутой в нем страницы ЛР.

В Перечне действующих страниц ЛР, действие которого распространяется на ВС одного эксплуатанта/владельца, указывается название эксплуатанта/владельца.

Изменение содержания ЛР возможно только путем внесения официальных изменений, выпущенных ЗАО «ГСС» и одобренных АР МАК.

При внесении новых изменений в ЛР Перечень действующих страниц заменяется на новый.

1.05.03 ОБЩИЕ ПРАВИЛА И ОБЯЗАННОСТИ

В Летном руководстве, которое ЗАО «ГСС» поставляет с каждым новым ВС, описывается конфигурация данного ВС с учетом всех проведенных ЗАО «ГСС» и одобренных АР МАК модификаций конструкции ВС, которые отражаются в соответствующих действующих изменениях к ЛР.

ЗАО «ГСС» не выпускает изменений к ЛР на внесенные третьей стороной изменения в конструкцию ВС и не несет ответственности за их применение без официально выпущенных ЗАО «ГСС» и одобренных АР МАК изменений к ЛР.

Эксплуатант/владелец ВС должен обеспечить своевременное внесение изменений в ЛР, которые выпускаются и высылаются ЗАО «ГСС» в его адрес.

1.05.04 СОСТАВ ЛЕТНОГО РУКОВОДСТВА

В состав Летного Руководства входят:

– Титульный лист с указанием сертифицированной модели ВС;
– Листы регистрации изменений;
– Листы регистрации временных изменений;
– Перечень действующих страниц;
– Перечень действующих временных изменений;
– Перечень изменений;
– Перечень модификаций.

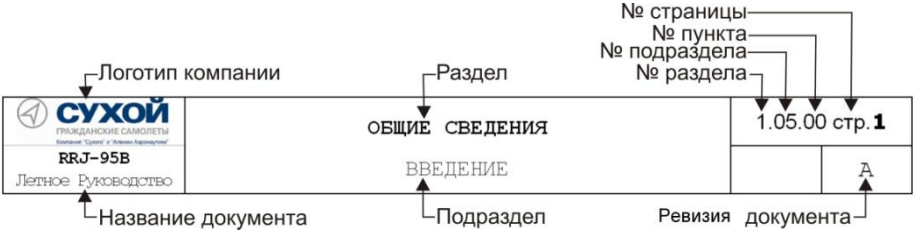
Разделы ЛР:

– Вводная часть;
– Ограничения;
– Выполнение полета:
  - аварийные и особые процедуры;
  - нормальные процедуры.
– Летные характеристики (сухая ВПП);
– Дополнительные летные характеристики (ЗАРЕЗЕРВИРОВАНО);
– Приложения и дополнения. (ЗАРЕЗЕРВИРОВАНО)

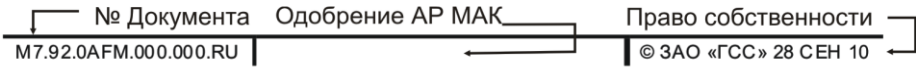
1.05.05 ИНФОРМАЦИЯ, СОДЕРЖАЩАЯСЯ В КОЛОНТИТУЛАХ

Страницы ЛР пронумерованы с указанием принадлежности к определенным главам и пунктам. Для определения применимости каждой страницы используется информация, размещенная в колонтитулах:

Верхний:



Нижний:



1.05.06 ИЗМЕНЕНИЯ

Для контроля идентичности содержания и обеспечения одновременного внесения изменений всех уровней во все экземпляры ЛР данного типа ВС все изменения, выпускаемые для всех видов ЛР, имеют один и тот же номер.

Каждое изменение сопровождается выпуском нового Перечня действующих страниц, в котором указывается номер изменения, дата одобрения изменения и дата выпуска.

В Перечне действующих страниц применяются следующие условные обозначения для определения статуса каждой, перечисленной страницы:

«**З**» - означает, что эта новая страница заменяет в ЛР предшествующую страницу в связи с изменением ее содержания. На самой странице место, где изменено содержание, обозначается вертикальной чертой на левом поле страницы.

«**Н**» - означает, что эта новая страница добавляется в ЛР впервые.

«**П**» - означает, что применимость этой новой страницы изменена. Изменены серийные номера ВС, на которые распространяется действие данной страницы.

О внесении каждого изменения в ЛР делается запись в Листе регистрации изменений (0.00.01).

1.05.07 ВРЕМЕННЫЕ ИЗМЕНЕНИЯ

Временные изменения выпускаются при необходимости быстрого внесения одобренных изменений в ЛР. Они печатаются на листах бумаги желтого цвета и сопровождаются «Перечнем действующих временных изменений» (1.02.00), который сопровождает выпуск каждого временного изменения.

Каждая страница временного изменения размещается рядом с соответствующей основной страницей ЛР. При этом основная страница не изымается, но действие ее приостанавливается, потому что страница временного изменения всегда имеет приоритет над основной страницей до тех пор, пока действие временного изменения не будет отменено, или не будет получено новое, временное изменение, или новое изменение.

Все внесенные временные изменения в ЛР регистрируются в Листе регистрации временных изменений (0.02.00). На этом же листе в колонке «Отмена временного изменения (причина)» может быть указана причина, отменяющая действие данного временного изменения (например, указывается номер внесенной модификации ВС). Перечень действующих временных изменений (1.02.00) всегда сопровождает каждое новое временное изменение к ЛР с перечислением всех действующих временных изменений.

1.05.08 ВНЕСЕНИЕ ИЗМЕНЕНИЙ

Изменения в ЛР сопровождаются инструкцией по их применению с пояснением, каким образом необходимо вставлять, заменять или изымать соответствующие страницы.

Держатель ЛР должен проверять соответствие содержания своего ЛР по Перечню действующих страниц согласно последнему одобренному изменению.

1.05.09 ФОРМЫ ПОВЫШЕНИЯ ВНИМАНИЯ

Для выделения в тексте ЛР отдельных указаний или их частей, требующих повышенного внимания, используют следующие формы повышения внимания:

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ:

ПРИМЕНЯЕТСЯ К ЛЕТНЫМ ПРОЦЕДУРАМ ИЛИ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫМ ТРЕБОВАНИЯМ ПО ИСПОЛЬЗОВАНИЮ СИСТЕМ САМОЛЕТА, ЕГО ОБОРУДОВАНИЯ И Т.Д., НЕПРАВИЛЬНОЕ ИСПОЛЬЗОВАНИЕ КОТОРЫХ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ТРАВМАМ ИЛИ НЕСЧАСТНЫМ СЛУЧАЯМ СО СМЕРТЕЛЬНЫМ ИСХОДОМ.

ВНИМАНИЕ:

ПРИМЕНЯЕТСЯ К ЛЕТНЫМ ПРОЦЕДУРАМ ИЛИ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫМ ТРЕБОВАНИЯМ ПО ИСПОЛЬЗОВАНИЮ СИСТЕМ САМОЛЕТА, ЕГО ОБОРУДОВАНИЯ И Т.Д., НЕПРАВИЛЬНОЕ ИСПОЛЬЗОВАНИЕ КОТОРЫХ МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ИХ ПОВРЕЖДЕНИЮ

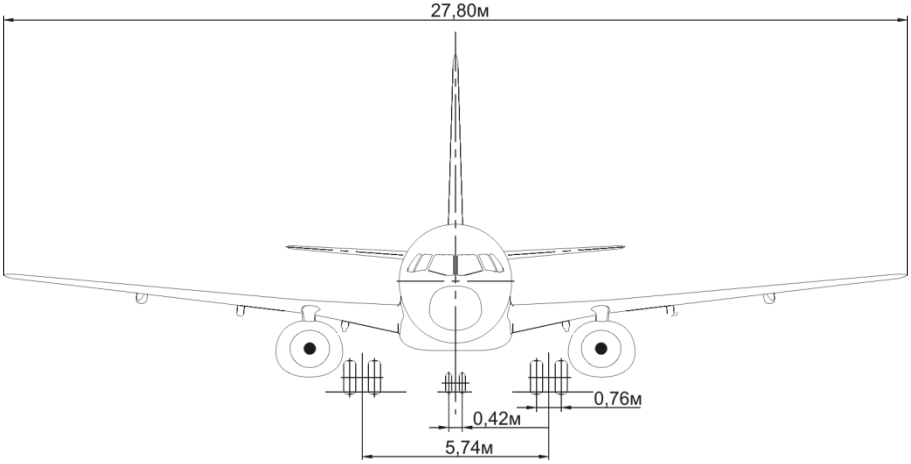
Примечание: Применяется к летным процедурам или эксплуатационным требованиям по использованию систем самолета, его оборудования и т.д., которые необходимо существенным образом выделить.

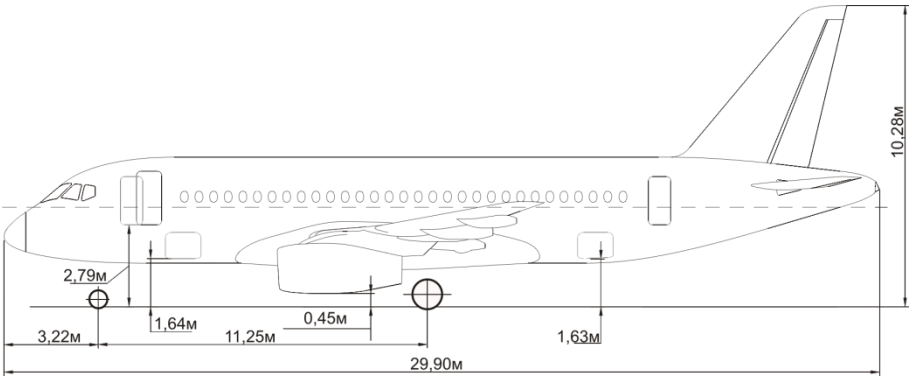
1.05.10 СООТНОШЕНИЕ МЕЖДУ ЕДИНИЦАМИ ИЗМЕРЕНИЯ

Масса	:	1 килограмм = 2,2046 фунта 1 фунт = 0,4536 килограмма
Длина	:	1 метр = 3,2808 фута 1 фут = 0,3048 метра 1 километр = 0,54 морской мили 1морская миля =1,852 километра
Скорость	:	1 метр в секунду = 196,8504 футов в минуту 1 фут в минуту = 0,0051 метра в секунду 1 километр в час = 0,54 узла 1 узел =1,852 километра в час
Давление	:	1 миллибар = 0,0145 фунта на дюйм квадратный 1 фунт на дюйм квадратный = 68,95 миллибар
Объем	:	1 литр (л) = 0,2642 галлона США 1 галлон США = 3,7854 литра 1 метр кубический = 264,17 галлона США 1 галлон США = 0,0038 метра кубического
Температура	:	t (^{o}C) = 5/9 (t (^{o}F) – 32) t (^{o}F) = t (^{o}C) x 1,8 + 32

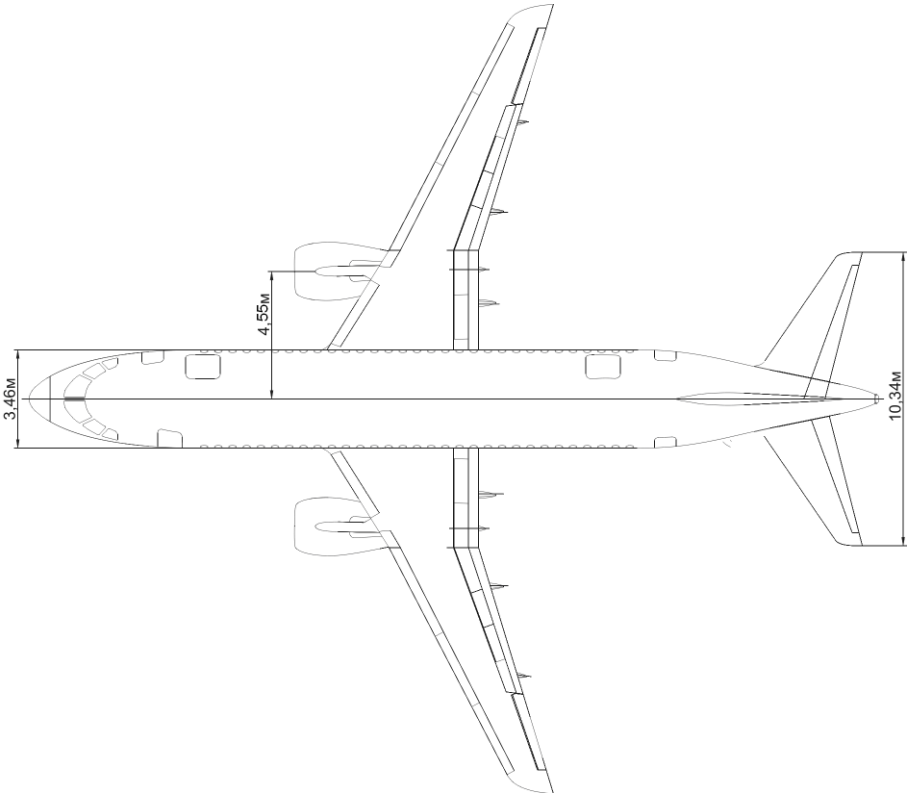
© ЗАО «ГСС» 05 ДЕК 10

1.05.11 ОБЩИЙ ВИД САМОЛЕТА В ТРЕХ ПРОЕКЦИЯХ





© ЗАО «ГСС» 05 ДЕК 10



© ЗАО «ГСС» 05 ДЕК 10

1.06.00 ПЕРЕЧЕНЬ АББРЕВИАТУР И СОКРАЩЕНИЙ

Общие сведения

На самолете RRJ-95B установлены системы и оборудование иностранных производителей. Названия этих систем и оборудования, на английском языке, использованы в конструкторской документации. Все надписи, трафареты и все виды индикации на самолете, используемые при эксплуатации этих систем и оборудования, выполнены на английском языке. При отражении этой информации в ЛР, для исключения случаев ее неоднозначного понимания летным экипажем в данном разделе изложены принципы, определяющие порядок применения аббревиатур и сокращений в тексте ЛР.

Все определения англоязычных аббревиатур и сокращений на русском языке приведены в соответствии с действующими документами ИКАО, ГОСТ (ОСТ) РФ и уже используемыми в ГА РФ.

Примечание: Применение аббревиатур и сокращений на русском языке в тексте ЛР сведено к использованию минимального количества общепринятых в гражданской авиации.

© ЗАО «ГСС» 05 ДЕК 10

Аббревиатуры и сокращения на английском языке

В тексте ЛР аббревиатуры на английском языке размещаются после первого упоминания ее русского определения, прописными буквами английского алфавита, заключенными в квадратные скобки. Далее по тексту для сокращения объема ЛР допускается использование аббревиатуры как отдельного слова, следующего за ключевым, используемым в русском определении.

Пример:

первое упоминание: Блок электронного управления двигателем [DECU].
последующее применение: …Блок DECU.

В тексте ЛР сокращение на английском языке размещается после первого упоминания его перевода на русском языке, прописными буквами английского алфавита. Далее допускается использование сокращения на английском языке как отдельного слова, если это обеспечивает однозначное толкование текста или совместно с ключевым словом, используемом в русском переводе.

Пример:

первое упоминание: …выбрать автоматический режим AUTO.

1 вариант, последующее применение: режим AUTO

2 вариант, последующее применение: …ELEC 2A……..AUTO

	A	
A/C	Aircraft	Воздушное судно
A/T	Auto throttle	Автомат тяги
AC	Alternating Current	Переменный ток
ACAS	Airborne Collision Avoidance System	Бортовая система предупреждения столкновений
ACC	Accumulator	Аккумулятор
ACCIS	Audio Management System	Система управления звуковой информацией и внутренней связью

© ЗАО «ГСС» 05 ДЕК 10

ACCUM	Hydraulic accumulator	Гидроаккумулятор
ACE	Actuator Control Electronic Module	Блок управления и контроля приводов
ACMP	Alternating current motor pump	Насосная станция переменного тока
ACN	Aircraft Classification Number	Классификационное число самолета
ACP	Audio Control Panel	Пульт управления аппаратуры внутренней связи
ACS	Air Conditioning System	Система кондиционирования воздуха
ADC	Air Data Computer	Вычислитель системы ADS
ADF	Automatic Direction Finder	Автоматический Радио Компас
ADIRS	Air Data and Inertial Reference System	Пульт управления системой ADS и системой IRS
ADM	Air Data Module	Модуль воздушных сихналов
ADS	Air Data System	Система воздушных сигналов
ADS-B	Automatic Dependent Surveillance-Broadcast	Автоматическое Зависимое Наблюдение в режиме радиоВещания
AEV	Avionics Exhaust Valve	Клапан аварийной вентиляции авионики
AEVMS	Advanced Engine Vibration Monitoring System	Система контроля вибрации двигателя
AFAN	Afterward Avionics Fan	Задний вентилятор охлаждения блоков авионики
AFCS	Automatic Flight Control System	Система автоматического управления полетом
AFT	Afterward	Задний
AGL	Above ground level	Над уровнем земли
AH	Attendant Handset	Телефонная трубка бортпроводника

© ЗАО «ГСС» 05 ДЕК 10

A-ICE	Ice and Rain Protection	Противообледенительная система
AIL	Aileron	Элерон
ALT	Altitude	Высота
ALTN	Alternate	Резервный/запасной
AMS	Audio Management System	Система управления звуковой информацией и внутренней связью
ANP	Actual Navigation Performance	Фактические навигационные характеристики
AOA	Angle Of Attack	Угол атаки
AP	Autopilot or Automatic Pilot	Автопилот
APM	Aircraft Personality Module	Модуль конфигурации персональный
APPR	Approach	Заход на посадку, подход к зоне аэропорта
APU	Auxiliary Power Unit	Вспомогательная силовая установка
ASAP	As soon as possible	При первой возможности
ASDA	Accelerate-stop distance available	Располагаемая дистанция прерванного взлета
ATA	Air Transport Association	Ассоциация воздушного транспорта США
ATC	Air Traffic Control	Управление воздушным движением
ATT	Attendant	Бортпроводник
ATT	Attitude	Пространственное положение самолета в воздухе
AUTO	Automatic	Автоматический
AUX	Auxiliary	Вспомогательный
AVAIL	Available	Доступный, пригодный, располагаемый
AVS	Avionics System	Авиационная электронная система

© ЗАО «ГСС» 05 ДЕК 10

	B	
BARO	Barometric	Барометрический
BAT	Battery	Аккумуляторная батарея
BCU	Brakes Control Unit	Блок управления тормозами колес
BFAN	Blower Fan	Нагнетательный вентилятор
BLKD	Blocked	Запертое положение
BM	Back Course Marker	Маркер обратного курса
BRG	Bearing	Пеленг
BRK	Brake	Тормоза
BRT	Brightness	Яркость
BSV	Burner Staging Valve	Клапан контуров форсунок
	C	
C/B	Circuit breaker	Автомат защиты сети
CAB	Cabin	Пассажирская кабина
CAC	Core Avionics Cabinet	Основной системный блок Авионики
CANC	Cancel	Отменить
CAPT	Captain	Командир Воздушного Судна
CAS	Calibrated airspeed	Индикаторная земная скорость
CAS	Crew Alerting System	Система предупреждения экипажа
CBV	Cross Bleed Valve	Клапан линии перекрестного отбора воздуха
CDI	Course Deviation Indicator	Навигационный курсовой прибор директорной системы
CDL	Configuration Deviation List	Перечень отклонений в конфигурации
CDS	Cockpit Display System	Система отображения информации

© ЗАО «ГСС» 05 ДЕК 10

CDU	Control Display Unit	Пульт управления и индикации
CFIT	Controlled Flight Into Terrain	Столкновение исправного ВС с землей
CG	Center-of-Gravity	Центр тяжести самолета
CHKL	Checklist	Карта контрольных проверок
CKPT	Cockpit	Кабина экипажа
CLB	Climb	Набор высоты
CLR	Clear	Очистить (удалить)
CMS	Centralized Maintenance System	Бортовая Система Технического Обслуживания
CPA	Collision Prediction and Allerting	Предупреждение столкновения
CPCS	Cabin Pressure Control System	Система Автоматического Регулирования Давления
CPIOM	Core Processing and Input/Output Module	Центральный процессор и модуль ввода/вывода
CRCP	Cabin Refuel Control Panel	Пульт контроля и управления заправкой топлива в кабине
CRS	Course	Курс
CTL	Control	Контролировать
CTR	Center	Центральный
CVR	Cockpit Voice Recorder	Бортовой речевой самописец
	D	
DA/H	Decision Altitude/Height	Абсолютная/относительная высота принятия решения
DA	Drift Angle	Угол сноса
DC	Direct current	Постоянный ток
DC BUS	Direct Current Bus	Основная шина постоянного тока
DC ESS	Direct Current Essential Bus	Аварийная шина постоянного тока

© ЗАО «ГСС» 05 ДЕК 10

DCMP	Direct Current Motor Pump	Насосная станция постоянного тока
DECR	Decrease	Уменьшение
DECU	Digital Engine Control Unit	Блок электронного управления двигателем
DEL	Delete	Удалить
DEP	Departure	Выход (отправление, вылет)
DES	Descent	Снижение
DESEL	Deselected	Отмена выбора
DEST	Destination	Пункт назначения
DISC	Disconnect	Отключить
DISCH	Discharge	Разрядка
DLU	Data Loader Unit	Устройство загрузки данных
DME	Distance Measuring Equipment	Дальномерное оборудование
D-PRESS	Depressurization	Разгерметизация
DTK	Desired Track	Линия заданного пути
DTO	Derated Take-off	Взлет с ограниченной тягой
DU	Display Unit	Дисплей
	E	
E	East	Восток (восточная долгота)
E/W	East/West	Восток/запад (восточная/западная долгота)
EAS	Equivalent Airspeed	Индикаторная скорость
ECL	Electronic Checklist	Электронная карта контрольных проверок
ECP	EICAS Control Panel	Пульт управления EICAS

© ЗАО «ГСС» 05 ДЕК 10

ECU	Engine Control Unit	Блок управления двигателем (APU)
EDP	Engine Driven Pump	Насос с приводом от двигателя
EFB	Electronic Flight Bag	Электронный полетный планшет
EFCP	Electronic Flight Control Panel	Пульт управления полетными электронными индикаторами
EFIS	Electronic Flight Instrument System	Электронная система полетной информации
EGT	Exhaust Gas Temperature	Температура выходящих газов
EHSI	Electronic Horizontal Situation Indicator	Электронный индикатор навигационной обстановки в горизонтальной плоскости
EICAS	Engine Indication and Crew Alerting System	Система индикации работы двигателя и предупреждения экипажа
EIU	Engine Interface unit	Блок концентратора данных
ELEC	Electrical	Электрический
ELEV	Elevator	Руль высоты
ELT	Emergency Locator Transmitter	Аварийный радиомаяк
EMER EXTN	Emergence Extention	Аварийный выпуск шасси
ENG	Engine	Двигатель
EOSU	Engine Overspeed Unit	Блок защиты двигателя от раскрутки
EQPT	Equipment	Оборудование
ESS	Essential	Основной
ETOPS	Extended range operations by twin-engined aeroplane	Полёт увеличенной дальности с двумя двигателями

© ЗАО «ГСС» 05 ДЕК 10

EVAC	Evacuation	Эвакуация пассажиров
EWD	Engine/Warning Display	Дисплей двигателя и предупреждений
EXT	External	Внешний, наружный, выносной
EXT PWR	External Power	Внешний источник питания
	F	
F/O	First Officer	Второй пилот
FAA	Federal Aviation Administration	Федеральная Авиационная Администрация/Управление (США)
FADEC	Full Authority Digital Engine Controller	Система автоматического управления двигателем
FBWCS	Fly-by-Wire Control System	Электронная система дистанционного управления
FCP	Flight Control Panel	Пульт управления полетом
FCTL	Flight Control	Управление полетом
FCV	Flow Control Valve	Заслонка регулирования воздуха
FD	Flight Director	Система директорного (траекторного) управления
FDJP	Flight Deck Joint Panel	Пульт подключения экипажа к внутренней связи
FDR	Flight Data Recorder	Регистратор полетной информации
FF	Fuel Flow	Расход топлива
FFAN	FWD Avionics Fan	Передний вентилятор охлаждения блоков авионики
FL	Flight Level	Эшелон полета
FLAPS	Flap/Slat Selector Lever	Ручка управления механизацией крыла

© ЗАО «ГСС» 05 ДЕК 10

FLOOD	Flood	Заливающее
FLX	Flexible	Режим адаптированной взлетной тяги
FMA	Flight mode annunciator	Индикатор режимов полета
FMS	Flight Management System	Вычислительная система самолетовождения
FMU	Fuel Metering Unit	Блок управления расходом топливом
FMV	Fuel Metering Valve	Клапан расхода топлива
FPA	Flight Path Angle	Угол траектории полёта
FPM	Feet per minute	Футы в минуту
FQIC	Fuel Quantity Indicating Computer	Вычислитель системы измерения количества топлива
FQIS	Fuel Quantity Indicating System	Система измерения количества топлива
FRCP	Fuselage Refuel Control Panel	Пульт контроля и управления заправкой топлива на фюзеляже
FRV	Fuel Return Valve	Топливный возвратный клапан
FSCU	Fuel System Control Unit	Блок управления топливной системой
ft, ft	Feet	Фут, футы (единица длины)
FWD	Forward	Передний
FWS	Flight warning system	Система предупреждения о критических режимах полёта
	G	
GA	Go-Around	Уход на второй круг
GAPCU	Ground and Auxiliary Power Control Unit	Блок управления аэродромным /вспомогательным электропитанием
GCAM	Ground Collision Avoidance Module	Модуль предотвращения столкновения с земной поверхностью
GCJP	Ground Crew Joint Panel	Панель подключения СПУ наземного персонала

© ЗАО «ГСС» 05 ДЕК 10

GCU	Generator Control Unit	Блок управления генератором
GEN	Generator	Генератор
GLONASS	Global Orbiting Navigation Satellite System	Глобальная спутниковая навигационная система (Россия)
GND SPLRS	Ground Spoiler	Тормозные щитки
GPS	Global Positioning System	Глобальная система позиционирования (США)
GPU	Ground Power Unit	Аэродромный пусковой агрегат
GPWS	Ground Proximity Warning System	Система предупреждения о близости земли
GREEN DOT	Green dot	Наивыгоднейшая эксплуатационная скорость набора высоты и снижения в конфигурации 0 при отказе одного двигателя
GS	Ground Speed	Путевая скорость
GS	Glide Slope	Глиссада
GSA	Ground Spoiler Actuator	Гидромеханический привод тормозных щитков
GSCS	Ground Service Control System	Система вызова наземного персонала
	H	
HDG	Heading	Курс самолета
HF	High Frequency	Высокая частота
HP	High pressure	Высокое давление
HPGC	HP Ground Connector	Наземный штуцер линии высоко давления
HPSOV	High Pressure Shut-off Valve	Отсечной клапан высокого давления

© ЗАО «ГСС» 05 ДЕК 10

HPTACC	High Pressure Turbine Active Clearance Control	Система активного регулирования зазорами турбины высокого давления
HS	Hydraulic System	Гидравлическая система
HSCU	Hydraulic System Control Unit	Блок управления и контроля гидросистемы
HYD	Hydraulic	Гидравлический
Hz	Hertz	Герц
	I	
IAS	Indicated Airspeed	Приборная воздушная скорость
IASC	Integrated Air System Controller	Вычислитель системы кондиционирования воздуха
IDG	Integrated Drive Generator	Встроенный привод-генератор
IESI	Integrated Electronic Standby Instrument	Интегрированный электронный резервный прибор
IFDMU	Integrated Flight Data Management Unit	Встроенный блок управления полетными данными
IFR	Instrumental Flight Rules	Правила полета по приборам
ILS	Instrument Landing System	Система посадки по приборам
IM	Inner Marker	Ближний маркер (в посадочной системе с тремя маркерами)
INCR	Increase	Увеличение
INOP	Inoperative	Неработоспособный
INT	Inter	Внутренняя связь
INT	Interrupt	прерывистый
INT	Integrity	Целостность
INTEG	Integral	Встроенное
INV	Inverter	Статический преобразователь
IRS	Inertial Reference System	Инерциальная система
IRU	Inertiial Refference Unit	Блок инерциальной системы
ISA	International Standard Temperature	Международная стандартная атмосфера

© ЗАО «ГСС» 05 ДЕК 10

	J	
	K	
KG, kg	Kilogram	Килограмм (единица массы)
KT, kt	Knot(s)	Узел(ы) (единица скорости
	L	
L	Left	Левый
L/G	Landing Gear	Шасси
LAT	Latitude or Lateral	Широта
LB, Lb	Pound	Фунт (единица веса)
LCV	Load control valve	Клапан управления нагрузкой
LDA	Landing Distance Available	Располагаемая посадочная дистанция
LDG	Landing	Посадка
LDG ELEV		Превышение аэродрома
LFS	Low Flow Sensor	Датчик расхода воздуха с пониженным давлением
LG	Landing Gear	Шасси
LGCS	Landing Gear Control System	Система управления уборкой и выпуском шасси
LGSCU	Landing Gear & Steering Control Unit	Блок электронного управления шасси
LMU	Load Management Unit	Блок выключателей-предохранителей
LNAV	Lateral NAVigation	Навигация в горизонтальной плоскости
LOC	Localizer	Курсовой радиомаяк
LOCB	LOCalizer Backcourse approach	Заход на посадку по курсовому маяку обратного курса
LONG	Longitude	Долгота
LP	Low Pressure	Низкое давление

© ЗАО «ГСС» 05 ДЕК 10

LPGC	Low Pressure Ground Connection	Штуцер подсоединения наземного кондиционера
LRU	Line Replaceable Unit	Компонент, заменяемый в условиях эксплуатации
LSK	Line Select Key	Кнопка выбора строки
LT	Light	Освещение
	M	
M, m	Meter	Метр
MAC	Mean Aerodynamic Chord	Средняя аэродинамическая хорда
MACE	Motor and Actuator Control Electronic	Контроллер управления приводами
MAN	Manual	Ручной
MAX	Maximum	Максимум
MCDU	Multipurpose Control and Display Unit	Многофункциональный пульт управления и индикации
MCL	Max Climb	Режим максимальной тяги в наборе высоты
MCT	Maximum Continuous Thrust	Режим максимальной продолжительной тяги
MDA/H	Minimum Descent Altitude/Height	Минимальная абсолютная/относительная высота снижения
MFD	Multi Functional Display	Многофункциональный дисплей
MIN	Minimum	Минимум
MKR	Marker	Маркерный маяк
MLS	Microwave Landing System	Микроволновая система посадки
MM	Middle Marker	Ближний маркер (в посадочной системе с двумя маркерами)
MPS	Meters Per Second	Метры в секунду

© ЗАО «ГСС» 05 ДЕК 10

MTOW	Maximum Take-off Weight	Максимальная взлетная масса
MTW	Maximum Taxi Weight	Максимальная рулежная масса
MZFW	Maximum Zero Fuel Weight	Максимальная масса самолета без топлива
	N	
N	North	Север (северная широта)
N/A	Not Applicable	Не применяется
N/W STRG	Nose wheel steering	Выключатель системы управления поворотом колес
N1		Обороты ротора низкого давления
N2		Обороты ротора высокого давления
NAIV	Nozzl Anti-Ice Valve	Клапан противообледенительной системы воздухозаборников двигателя
NAV	Navigation	Навигационное оборудование
ND	Navigation display	Навигационный дисплей
NDB	Non-directional Beacon	Отдельная приводная радиостанция
NM, nm	Nautical Mile	Навигационная (морская) миля (единица длины)
NP	Navigation Performance	Навигационная характеристика
NPA	Non-Precision Approach	Неточный заход на посадку
NWSS	Nose Wheel Steering System	Система управления поворотом колёс
	O	
OAT	Outside Air Temperature	Температура наружного воздуха
OBS	Observer	Инспектор
OEI	One Engine Inoperative	Неработоспособность одного двигателя

© ЗАО «ГСС» 05 ДЕК 10

OEW	Operational Empty Weight	Масса пустого снаряженного самолета
OFF	Switch off	Отключить
OFST	Offset	Смещение
OFV	Outflow valve	Выпускной клапан
OM	Outer Marker	Дальний маркер
ON	Switch on	Включить
OT	Other Traffic	Другой самолет
OXY	Oxygen	Кислород
oz, OZ	Ounce	Унция (единица массы)
	P	
PA	Passenger Address	Связь с пассажирской кабиной
PAA	Passenger Adress Amplifier	Усилитель системы связи с салоном
PACIS	Passenger Address and Communication Intercom System	Система связи с пассажирским салоном
PARK	Parking	Стояночный
PCN	Pavement Classification Number	Классификационное число прочности покрытия
PERF	Performance	Летно-технические характеристики
PF	Pilot Flying	Пилотирующий пилот
PFCU	Primary Flight Control Unit	Вычислитель системы управления верхнего уровня
PFD	Primary Flight Display	Индикатор основной полетной информации
PHC	Probe Heat Computer	Вычислитель обогрева приемников воздушных сигналов
PK	Air Cooling Pack	Устройство охлаждения воздуха

© ЗАО «ГСС» 05 ДЕК 10

PMA	Permanent Magnet Alternator	Генератор переменного тока с постоянным магнитом
PNF	Pilot Not Flying	Непилотирующий пилот
PNU	Pneumatic System	Пневматическая система
PPOS	Present Aircraft Position	Текущее местоположение самолета
PRSOV	Pressure regulating and shat-off valve	Регулятор давления
Ps	Static Pressure	Величина статического давления
psi, PSI	Pound on square inch (pound/inchl)	Фунт на квадратный дюйм (единица давления)
Pt	Total Pressure	Величина полного давления
PT	Proximity Traffic	Ближнее ВС
PTT	Push-to-talk	Кнопка для ведения радиосвязи
PTU	Power transfer unit	Блок передачи мощности
PURS	Purser	Стюард
PWR	Power	Мощность, энергия
	Q	
QTY	Quantity	Количество
	R	
R	Right	Правый
RA	Resolution Advisory	Рекомендация по разрешению угрозы столкновения
RA	Radio Altimeter	Радиовысотомер
RAD	Radio	Радиосвязь
RAT	Remote Air Turbine	Ветрогенератор
RAV	Ram Air Ventilation	Вентиляция набегающим потоком воздуха
RCAU	Remote Control Audio Unit	Блок усиления и коммутации

© ЗАО «ГСС» 05 ДЕК 10

RCP	Reconfiguration Control Panel	Пульт управления реконфигурацией
RECIRC	Recirculation	Рециркуляция
RMP	Radio Management Panel	Пульт управления радиосредствами
RNAV	aRea NAVigation	Зональная навигация
RNP	Required Navigation Performance	Требуемые навигационные характеристики
RRJ	Russian Regional Jet	Российский региональный самолёт
RSU	Rate Sensor Unit	Блок Датчиков угловых скоростей
RSVR	Reservoir	Резервуар
RTO	Rejected Take Off	Прерванный взлет
RUD	Rudder	Руль направления
RVSM	Reduced Vertical Separation Minimum (300 m (1 000 ft)) between FL 290 and FL 410	Сокращенный минимум вертикального эшелонирования (300м (1000 ft)) между FL290 и FL410
RVR	Runway	Видимость на ВПП
RWY	Runway Visual Range	Взлетно-посадочная полоса
	S	
S	South	Юг (южная широта)
SAT	Static Air Temperature	Температура неподвижного воздуха
SAT	Satellite	Спутник
SAT COM	Satellite Communications	Система спутниковой связи
SAV	Starter Air Valve	Клапан воздушного турбостартера
SCV	Surge Control Valve	Противопомпажный клапан
SELCAL	Selective calling System	Система избирательного вызова
SID	Standard Instrument Departure	Стандартный маршрут вылета по приборам

© ЗАО «ГСС» 05 ДЕК 10

SOV	Shut-off valve	Отсечной кран/клапан (Вентиль)
SOV	Firewall Shut-off Valve	Перекрывной противопожарный клапан
SPD	Speed	Скорость
SPD BRK	Speedbrake	Воздушные тормоза
SPKR	SPEAKER	Громкоговоритель
SS	Side Stick	Боковая ручка управления
SSEC	Static Source Error Correction	Инструментальная поправка датчика статического давления
ST INV	Static Inverter	Статический преобразователь
STAB	Stabilizer	Стабилизатор
STAR	Standard Instrument Arrival	Стандартный маршрут прибытия по приборам
STBY	Standby	Резервный
SWS	Stall warning system	Система сигнализации о приближении к сваливанию
SWM	Switch Module	Модуль коммутатора
	T	
T^2CAS	Terrain and Traffic Collision Avoidance System	Система предотвращения столкновения воздушных судов в воздухе и сближения с землей
TA	Traffic Advisory	Консультативная информация о воздушном движении
TAS	True Air Speed	Истинная воздушная скорость
TAT	Total Air Temperature	Температура набегающего потока
TAV	Trim Air Valve	Клапан воздушного подмеса
TAWS	Terrain Awareness Warning System	Система предупреждения о сближении с землей

© ЗАО «ГСС» 05 ДЕК 10

TBV	Transit Bleed Valve	Клапан перепуска воздуха компрессора высокого давления
THR LEVER	Thrust Lever	Рычаг управления двигателем
TKE	Track Angle Error	Боковое отклонение от заданного путевого угла
TO	Take off	Взлет
TO/GA	Take-Off/Go-Around	Режим взлёта/ухода на 2-ой круг
TODA	Take-off distance available	Располагаемая взлетная дистанция
TORA	Take-off Run Available	Располагаемая длина разбега для взлета
TOW	Take-off Weight	Взлетная масса
TR	Thrust Reverser	Реверс тяги
TRANS	Transition	Переход
TRK	Track	Линия пути
TRU	Transformer Rectifier Unit	Выпрямительное устройство
TSE	Total System Error	Суммарная ошибка самолетовождения
	U	
UHF	Ultra High Frequency	Ультравысокая частота
ULB	Under water Locator Beacon	Подводный радиомаяк
UNLK	Unlock	Снятие с замков/промежуточное положение
UNLKD	Unlocked	Незамкнутый/незакрытый
UTC	Coordinated universal time	Всемирное координированное время

© ЗАО «ГСС» 05 ДЕК 10

V		
V	Volt	Вольт
V_1	Critical-Engine-Fail/Decision Speed	Скорость принятия решения при взлете
V_2	Scheduled Take-off Speed	Безопасная скорость взлета
V_A	Design Maneuvering Speed	Расчетная скорость маневрирования
V_{APP}	Approach Speed	Скорость конечного этапа захода на посадку
VBV	Variable Bleed Valve	Клапан перепуска воздуха компрессора низкого давления
VENTS	Ventilation temperature sensor	Датчик температуры воздуха вентиляции
V_{FE}	Flaps Extended Speed	Максимальная допустимая скорость в полете с отклоненными закрылками и/или предкрылками
VFR	Visual Flight Rules	Правила визуального полета
VHF	Very High Frequency	Ультракороткие волны
VHF COM	VHF Communication	УКВ связь
VIB	Vibration	Вибрация
V_{LE}	Maximum Landing Gear Extended Speed	Максимальная скорость полета с выпущенным шасси
V_{LO}	Maximum Landing Gear Operating Speed	Максимальная скорость, при которой может производиться выпуск и уборка шасси
V_{LOF}	Lift-off Speed	Скорость отрыва на взлете
V_{LS}	Lowest selectable speed	Минимальная выбираемая скорость
V_{MCA}	Minimum Control speed in the Air	Минимальная эволютивная скорость взлёта
V_{MCG}	Minimum Control Speed Ground	Минимальная эволютивная скорость разбега
V_{MCL}	Minimum Control speed during approach and Landing with all engines operating	Минимальная эволютивная скорость при заходе на посадку

© ЗАО «ГСС» 05 ДЕК 10

VNAV	Vertical NAVigation	Навигация в вертикальной плоскости
VOR	VHF Omni-directional Radio Range	Всенаправленный ОВЧ-радиомаяк
V_R	Rotation Speed	Скорость в момент (начала) подъема передней опоры самолета
V_{REF}	Reference landing approach speed, all engines operating	Скорость захода на посадку со всеми работающими двигателями
VS	Vertical Speed	Вертикальная скорость
VSI	Vertical Speed Indicator	Индикатор вертикальной скорости
VSV	Variable Stator Vane	Система поворотных направляющих лопаток
	W	
W	West	Запад (западная долгота)
WHC	Windshield Heater Controller	Блок управления электрообогревом стекол
WOW	Weight On Wheels	Сигнал «Шасси обжато»
WXR	Weather Radar	Метеорологический локатор
	X	
X-BLEED	Cross Bleed	Клапан перекрестного отбора воздуха
X-FEED	Cross Feed	Кран кольцевания топлива
XFR	Transfer	Перенос/ передача
XPDR	Transponder	Ответчик
XTK	Cross Track	Фактическое боковое уклонение от трека
	Y	
	Z	
ZFW	Zero Fuel Weight	Масса пустого самолета без топлива

© ЗАО «ГСС» 05 ДЕК 10

Сокращения и аббревиатуры на русском языке

В тексте ЛР аббревиатура на русском языке размещается после первого упоминания, прописными буквами, заключенными в круглые скобки.

Пример:

первое упоминание: Командир воздушного судна (КВС)

последующее применение: КВС

В тексте ЛР сокращение на русском языке пишутся прописными буквами в соответствии с установленными правилами русского языка.

Пример:

ОТКЛ, КАК ТРЕБ

АР МАК	Авиационный Регистр Межгосударственного Авиационного Комитета
БГО	Багажно грузовой отсек
ВИ	Временное изменение
ВКЛ	Включить
ВПП	Взлетно-посадочная полоса
ВСУ	Вспомогательная силовая установка
ВЫП	Выполнить
ГЛОНАСС	Глобальная спутниковая навигационная система (Россия)
ГПМО	Главный Перечень Минимального состава Оборудования
ЗАО «ГСС»	Закрытое акционерное общество Гражданские самолеты Сухого
ИКАО	Международная организация гражданской авиации
КАК ТРЕБ	Как требуется
КАРТА	Карта контрольных проверок
КВС	Командир воздушного судна
КПТ	Концевая полоса торможения
ЛР	Летное руководство
ЛТХ	Летно-технические характеристики
МСА	Международная стандартная атмосфера
МСУ	Маршевая силовая установка

© ЗАО «ГСС» 05 ДЕК 10

НОТАМ	Извещение для пилотов
НП	Непилотирующий пилот
ОСП	Оборудование система посадки
ОСЭ	Оперативный сборник экипажа
ОТКЛ	Отключить
ПВП	Правила визуальных полетов
ПОС	Противообледенительная система
ПП	Пилотирующий пилот
ППП	Правила полетов по приборам
ПРОВ	Проверены
ПСП	Планки системы посадки
2/П	Второй пилот
РВД	Располагаемая взлетная дистанция
РДР	Располагаемая длина разбега
РЛЭ	Руководство по летной эксплуатации самолета
РПД	Располагаемая посадочная дистанция
РУД	Рычаг управления двигателем
САХ	Средняя аэродинамическая хорда
СДУ	Электронная система дистанционного управления
УВД	Управление воздушным движением

© ЗАО «ГСС» 05 ДЕК 10

2.01.00 ВВЕДЕНИЕ
2.01.01 ОСНОВНАЯ ЧАСТЬ
2.01.02 НАЗНАЧЕНИЕ И ВИДЫ ЭКСПЛУАТАЦИИ
2.02.00 ОБЩИЕ ОГРАНИЧЕНИЯ
2.02.01 МИНИМАЛЬНЫЙ СОСТАВ ЛЁТНОГО, КАБИННОГО ЭКИПАЖА И МАКСИМАЛЬНОЕ КОЛИЧЕСТВО ЛЮДЕЙ НА БОРТУ САМОЛЁТА
2.02.02 ДОПУСТИМЫЕ ЦЕНТРОВКИ
2.02.03 ПРЕДЕЛЬНЫЕ МАССЫ САМОЛЕТА
2.02.04 ДОПУСТИМЫЕ ПЕРЕГРУЗКИ
2.02.05 УСЛОВИЯ ЭКСПЛУАТАЦИИ
2.02.06 ОГРАНИЧЕНИЯ ПО АЭРОДРОМУ
2.02.07 ОГРАНИЧЕНИЯ ПО СКОРОСТИ ВЕТРА НА ВЗЛЁТЕ И ПОСАДКЕ
2.02.08 МАКСИМАЛЬНАЯ СКОРОСТЬ ВЕТРА ПРИ ЭКСПЛУАТАЦИИ ВХОДНЫХ (СЛУЖЕБНЫХ) ДВЕРЕЙ И ДВЕРЕЙ БГО
2.02.09 МАКСИМАЛЬНАЯ СКОРОСТЬ ВЕТРА ПРИ ЗАПУСКЕ, РУЛЕНИИ И БУКСИРОВКЕ
2.02.10 ПРОЧНОСТЬ ПОКРЫТИЯ ВПП
2.02.11 СОСТОЯНИЕ ВПП
2.02.12 МИНИМУМЫ ДЛЯ ВЗЛЕТА
2.02.13 МИНИМУМЫ ДЛЯ ПОСАДКИ
2.02.14 ОГРАНИЧЕНИЯ ПО СКОРОСТИ
2.02.15 ОГРАНИЧЕНИЯ ПО ЗАГРУЗКЕ
2.02.16 СЕРТИФИКАЦИОННЫЕ УРОВНИ ШУМА
2.02.21 СИСТЕМА КОНДИЦИОНИРОВАНИЯ ВОЗДУХА
2.02.22 ОБОРУДОВАНИЕ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ ПОЛЁТОМ
2.02.23 СВЯЗНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ
2.02.24 СИСТЕМА ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЯ
2.02.26 ПОЖАРНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ
2.02.27 СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЕТОМ
2.02.28 ТОПЛИВНАЯ СИСТЕМА
2.02.29 ГИДРАВЛИЧЕСКАЯ СИСТЕМА
2.02.34 НАВИГАЦИОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ
2.02.35 КИСЛОРОДНАЯ СИСТЕМА
2.02.49 ВСПОМОГАТЕЛЬНАЯ СИЛОВАЯ УСТАНОВКА
2.02.70 СИЛОВАЯ УСТАНОВКА
2.57.90 ПРИЛОЖЕНИЕ
АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ПОПРАВКИ

2.01.00 ВВЕДЕНИЕ

2.01.01 ОСНОВНАЯ ЧАСТЬ

Раздел содержит основные эксплуатационные ограничения, связанные с эксплуатацией самолета в целом и эксплуатацией его систем, несоблюдение которых недопустимо по условиям безопасности полета при исправной работе систем и оборудования.

В данном разделе приведены индикаторные земные скорости полета (CAS). Аэродинамические поправки для перевода скорости CAS в приборную скорость (IAS) см. ЛР 2.57.90.

2.01.02 НАЗНАЧЕНИЕ И ВИДЫ ЭКСПЛУАТАЦИИ

Самолет спроектирован, построен и сертифицирован в категории С транспортных пассажирских самолетов (пассажирских и грузовых) для следующих видов эксплуатации, если на нем установлено требуемое оборудование и приборы:

– для полетов днем и ночью;

– для полетов по ПВП и ППП;

– для полетов в условиях обледенения;

– для полетов над водной поверхностью (не более 30 минут от берега);

– для полетов в пространстве по требованиям B-RNAV. в т.ч по трассам и вне трасс СНГ, в любых физико-географических условиях;

– для полетов при сокращенных интервалах вертикального эшелонирования воздушных судов (RVSM).

2.02.00 ОБЩИЕ ОГРАНИЧЕНИЯ

2.02.01 МИНИМАЛЬНЫЙ СОСТАВ ЛЁТНОГО, КАБИННОГО ЭКИПАЖА И МАКСИМАЛЬНОЕ КОЛИЧЕСТВО ЛЮДЕЙ НА БОРТУ САМОЛЁТА

Минимальный состав лётного экипажа – два пилота:

- командир воздушного судна;
- второй пилот.

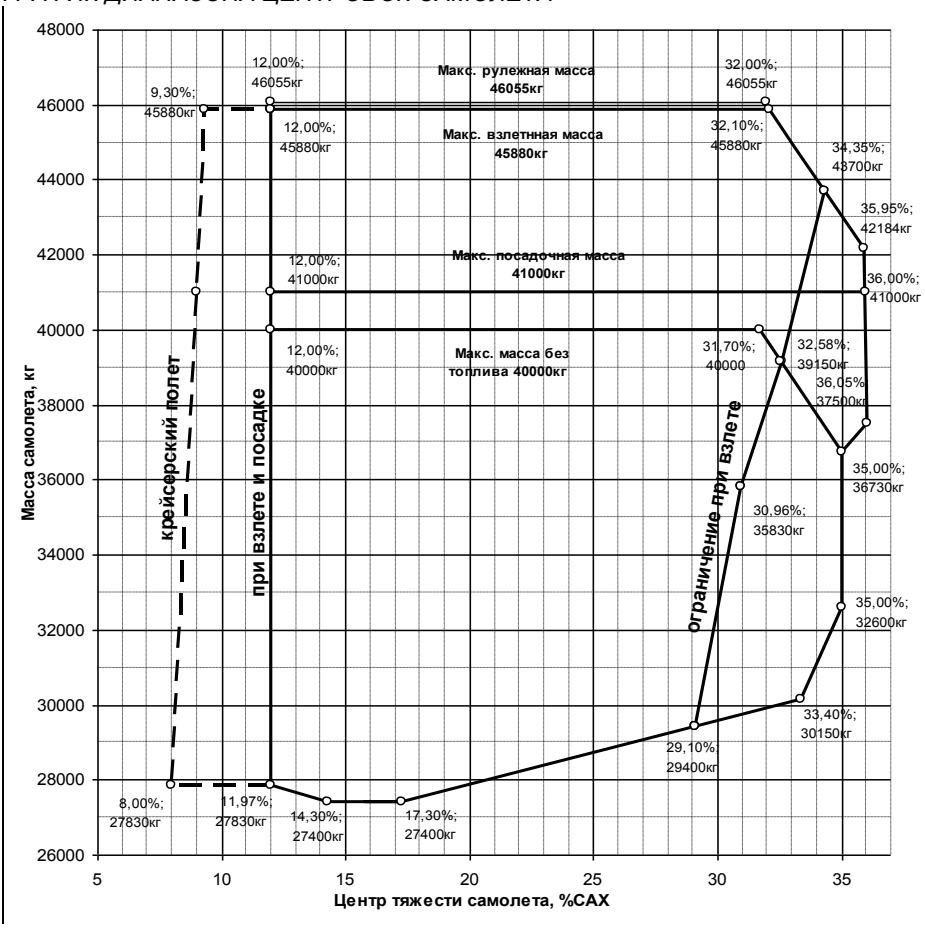
Минимальный состав кабинного экипажа

- при наличии пассажиров – два бортпроводника.

Максимальное количество людей на борту – в соответствии с местами, снабженными привязными ремнями и аварийным кислородным оборудованием, общим количеством не более 103.

2.02.02 ДОПУСТИМЫЕ ЦЕНТРОВКИ

ГРАФИК ДИАПАЗОНА ЦЕНТРОВОК САМОЛЕТА



2.02.03 ПРЕДЕЛЬНЫЕ МАССЫ САМОЛЕТА

Максимальная рулежная масса (MTW).....46 055 кг

Максимальная взлетная масса (MTOW).....45 880 кг

Максимальная посадочная масса (MLW).....41 000 кг

Максимальная масса без топлива (MZFW).....40 000 кг

Минимальная полетная масса (MFW).....27 400 кг

2.02.04 ДОПУСТИМЫЕ ПЕРЕГРУЗКИ

Максимальная эксплуатационная перегрузка.....+ 2.5
Минимальная эксплуатационная перегрузка ..... − 1.0
Максимальная эксплуатационная перегрузка во взлетно-посадочной конфигурации.....+ 2.0
Минимальная эксплуатационная перегрузка во взлетно-посадочной конфигурации.....0.0

2.02.05 УСЛОВИЯ ЭКСПЛУАТАЦИИ

Максимальная высота полета.....40 000 ft
Максимальная температура воздуха (H= 0 м).....+ 40°C
Минимальная температура воздуха (H= 0 м).....– 40°C

2.02.06 ОГРАНИЧЕНИЯ ПО АЭРОДРОМУ

Максимальный уклон ВПП.....± 2%
Максимальная высота расположения аэродрома .....4 900 ft
Ширина ВПП, не менее..... 42 м
Ширина рулежной дорожки, не менее ..... 15 м

2.02.07 ОГРАНИЧЕНИЯ ПО СКОРОСТИ ВЕТРА НА ВЗЛЁТЕ И ПОСАДКЕ

Максимальная скорость ветра:

– встречная составляющая ..... 25 м/с

– попутная составляющая ..... 5 м/с

– боковая составляющая ветра на сухой и влажной ВПП вне условий обледенения ..... 15 м/с

– боковая составляющая ветра в зависимости от коэффициента сцепления:

- При выполнении посадки после полета в условиях обледенения на сухую или влажную ВПП при μ > 0,55 – 10 м/с

- При выполнении посадки после полета в отсутствии обледенения на ВПП с учётом коэффициента сцепления, использовать приведённую ниже таблицу

μ	0,30	0,31	0,32	0,33	0,34	0,35	0,36	0,37	0,38	0,39	0,40
м/с	5,0	5,3	5,6	5,9	6,2	6,5	6,8	7,1	7,4	7,7	8,0

μ	0,41	0,42	0,43	0,44	0,45	0,46	0,47	0,48	0,49	0,50	0,51
м/с	8,5	8,9	9,4	9,9	10,3	10,8	11,3	11,7	12,2	12,7	13,1

μ	0,52	0,53	0,54	0,55 и более
м/с	13,6	14,1	14,5	15,0

2.02.08 МАКСИМАЛЬНАЯ СКОРОСТЬ ВЕТРА ПРИ ЭКСПЛУАТАЦИИ ВХОДНЫХ (СЛУЖЕБНЫХ) ДВЕРЕЙ И ДВЕРЕЙ БГО

При эксплуатации входных (служебных) дверей ..... 20 м/с
При открытии двери БГО ..... 20 м/с
При закрытии двери БГО ..... 20 м/с

2.02.09 МАКСИМАЛЬНАЯ СКОРОСТЬ ВЕТРА ПРИ ЗАПУСКЕ, РУЛЕНИИ И БУКСИРОВКЕ

При рулении ..... 18 м/с
При развороте на 180° на ВПП шириной 42 м ..... 15 м/с
При буксировке..... 25 м/с

При запуске двигателя на земле:

- Боковая составляющая скорости ветра до ..... 15 м/с;
- Попутная составляющая скорости ветра не более ..... 5 м/с.

2.02.10 ПРОЧНОСТЬ ПОКРЫТИЯ ВПП

Прочность покрытия ВПП должна соответствовать таблице:

Масса самолёта, т	Давление в шинах, МПа (под нагрузкой)	ACN							
		Жёсткие покрытия (R)				Нежёсткие покрытия (F)			
		A	B	C	D	A	B	C	D
46,0	1.11	27,0	28,6	30,1	31,3	23,8	24,8	28,0	31,5
40,0		22,1	23,5	24,8	26.0	19,8	20,4	22,9	26,3
27,5		13,5	14,5	15,4	16,2	12,2	12,5	13,7	16,0

2.02.11 СОСТОЯНИЕ ВПП

Эксплуатация самолёта возможна при следующих состояниях поверхности ВПП:

- сухая;
- влажная;
- мокрая с отдельными участками стоячей воды толщиной до 3 мм;
- покрытая тонким слоем осадков толщиной до 3 мм или слоем сухого снега толщиной до 10 мм.

Минимальный допустимый нормативный коэффициент сцепления μ = 0,3.

2.02.12 МИНИМУМЫ ДЛЯ ВЗЛЕТА

Видимость на ВПП, м		
С огнями осевой линии (днём и ночью)	Без огней осевой линии (с маркировкой осевой линии)	
	днем	ночью
150	250	250

Минимум применяется при:
- наличии запасного аэродрома при взлёте;
- коэффициенте сцепления на ВПП не менее 0.5;
- боковой составляющей скорости ветра не более 8 м/с.

2.02.13 МИНИМУМЫ ДЛЯ ПОСАДКИ

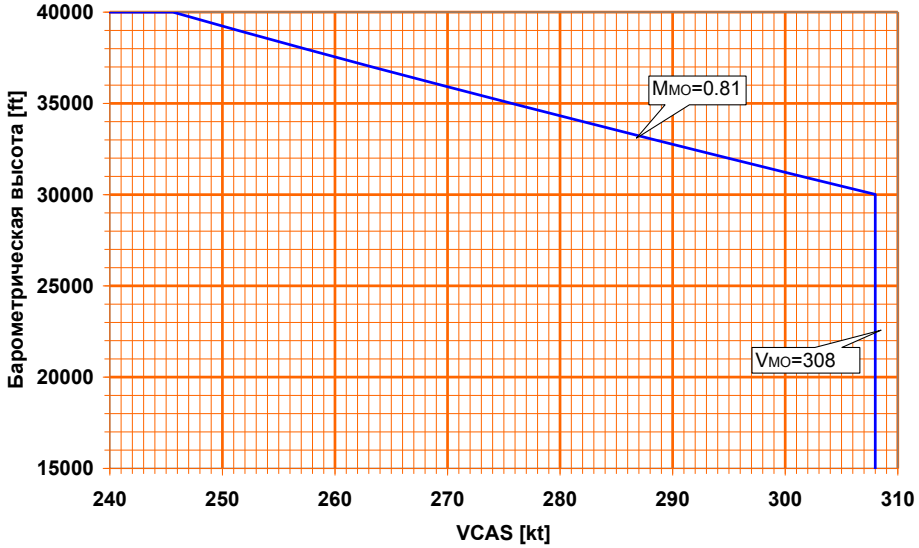
Углы наклона глиссады 2,5° - 3°						
Система и режим захода		Высота принятия решения		Минимальная высота снижения		RVR / видимость
		м	ft	м	ft	м
Радиомаячная система (РМС)	Автоматический по II категории	30	100			300
Углы наклона глиссады 2,5° - 3,5°						
Радиомаячная система (РМС)	Автоматический и директорный по I категории*	60	200			550
	По планкам системы посадки (ПСП)	80	270			1 000
Углы наклона глиссады до 3,75°						
Радиолокационная система посадки (РСП, РСП+ОСП)		80	270			1 000
Оборудование системы посадки (ОСП)				100	330	1 500
По спутниковой системе GPS				100	330	1 500
Оборудование VOR/DME				100	330	1 500
Оборудование ОПРС				150	500	1 800
Визуальный заход				180	600	3 000

**Минимум 60x550 м устанавливается при посадке на аэродромы, сертифицированные по минимуму для посадки I категории со светотехническим оборудованием II категории. На аэродромах со светотехническим оборудованием I категории – 60 X 800 м*

2.02.14 ОГРАНИЧЕНИЯ ПО СКОРОСТИ

Для выдерживания ограничений по скорости, приведённых в CAS, необходимо учитывать поправку к индицируемой на PFD величине в соответствии с разделом 2.57.90 «АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ПОПРАВКИ».

МАКСИМАЛЬНАЯ ЭКСПЛУАТАЦИОННАЯ СКОРОСТЬ V_{MO}/M_{MO}



МИНИМАЛЬНАЯ ЭВОЛЮТИВНАЯ СКОРОСТЬ

V_{MCG} конфигурация FLAPS 1+F и FLAPS 2 ..... 106 kt.

V_{MC} конфигурация FLAPS 1+F и FLAPS 2 ..... 117 kt.

V_{MCL} конфигурация FLAPS 2 ..... 115 kt.

V_{MCL} конфигурация FLAPS 3 и FLAPS FULL ..... 112 kt.

МАКСИМАЛЬНАЯ МАНЕВРЕННАЯ СКОРОСТЬ

Максимальная маневренная скорость (V_A) для режима DIRECT MODE ..... 236 kt

ПРИМЕЧАНИЕ:

Полное отклонение руля направления и элеронов, а также маневры, выполняемые на углах атаки, близких к срывному режиму, должны ограничиваться скоростями не превышающими маневренную скорость.

МАКСИМАЛЬНАЯ СКОРОСТЬ ПОЛЕТА С ВЫПУЩЕННОЙ МЕХАНИЗАЦИЕЙ

Положение ручки FLAPS	Индикация на EWD	Угол отклонения (градусы)		V_{FE} (kt)	Этап полета
		Предкрылки	Закрылки		
1	FLAPS 1	18	3	250	Ожидание
	FLAPS 1+F	18	9	210	Взлет
2	FLAPS 2	24	16	200	Заход на посадку/уход на 2-й круг
3	FLAPS 3	24	25	190	
FULL	FLAPS FULL	24	36	180	Посадка

МАКСИМАЛЬНАЯ СКОРОСТЬ ВЫПУСКА И УБОРКИ ШАССИ

в процессе выпуска шасси, V_{LO} ..... 255 kt

с выпущенными шасси, V_{LE} ..... 255 kt

в процессе уборки шасси V_{LO} ..... 215 kt

МАКСИМАЛЬНО ДОПУСТИМАЯ ПУТЕВАЯ СКОРОСТЬ ПО ПНЕВМАТИКАМ КОЛЕС

Максимальная путевая скорость по условиям прочности пневматиков колес опор шасси ..... 211 kt

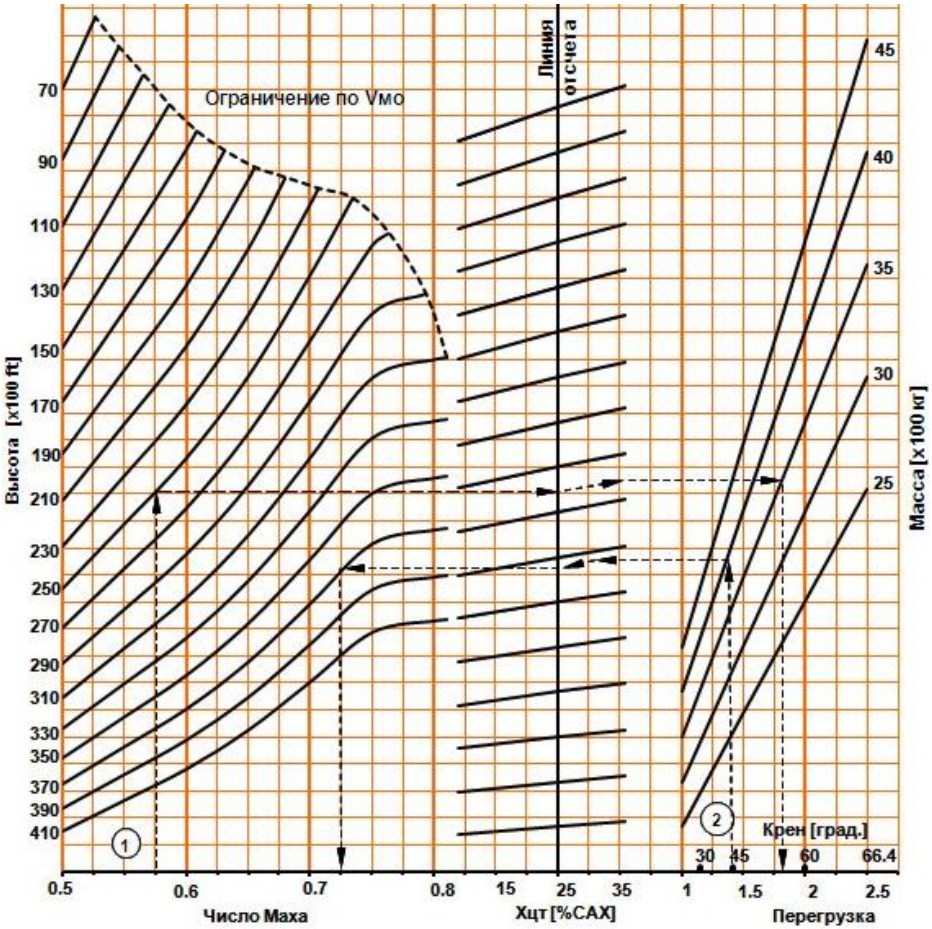
МАКСИМАЛЬНАЯ СКОРОСТЬ ПОЛЕТА ПРИ ИСПОЛЬЗОВАНИИ СТЕКЛООЧИСТИТЕЛЕЙ

Максимальная скорость полета при использовании стеклоочистителей.....230 kt

МАКСИМАЛЬНАЯ СКОРОСТЬ ПОЛЕТА С ОТКРЫТОЙ ФОРТОЧКОЙ

Максимальная скорость полета с открытой форточкой.....200 kt

НАЧАЛО БАФТИНГА



Примеры:

Определение максимального угла крена, лимитированного бафтингом

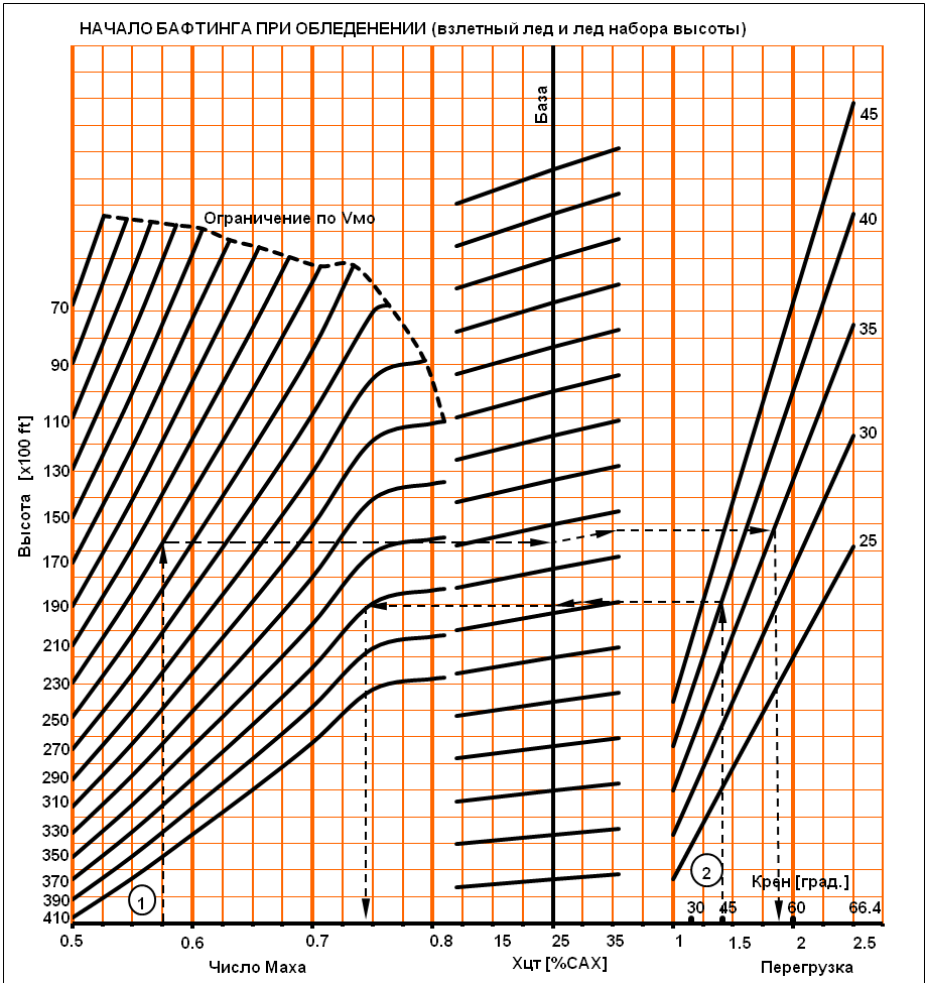
Исходные данные : M=0.575, H=25 000 ft, Хцт=35%, вес = 35 000 кг

Результат : крен = 57° или перегрузка 1.83

Определение границы бафтинга:

Исходные данные : крен=45° или перегрузка 1.41, вес = 40 000 кг, Хцт=30%, высота = 37 000 ft

Результат : M=0.725 (начало бафтинга).



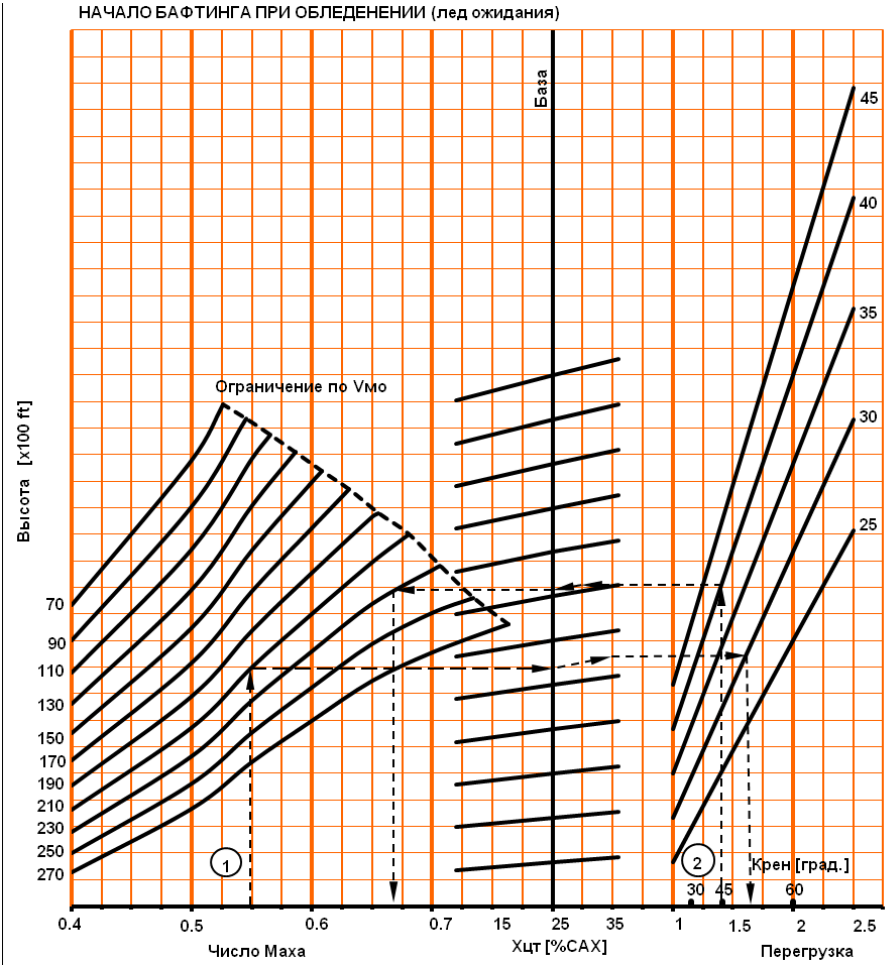
Примеры:

<u>Определение максимального угла крена, лимитированного бафтингом</u>

Исходные данные	:	M=0.575, H=25 000 ft, Хцт=35%, вес = 35 000 кг
Результат	:	крен = 58° или перегрузка 1.89

<u>Определение границы бафтинга</u>

Исходные данные	:	крен=45° или перегрузка 1.41, вес = 40 000 кг, Хцт=30%, высота = 37 000 ft
Результат	:	M=0.745 (начало бафтинга).



Примеры:

<u>Определение максимального угла крена, лимитированного бафтингом</u>

Исходные данные	:	M=0.55, H=21 000 ft, Хцт=35%, вес = 30 000 кг
Результат	:	крен = 53° или перегрузка 1.66

<u>Определение границы бафтинга</u>

Исходные данные	:	крен=45° или перегрузка 1.41, вес = 40 000 кг, Хцт=30%, высота = 23 000 ft
Результат	:	M=0.67 (начало бафтинга).

2.02.15 ОГРАНИЧЕНИЯ ПО ЗАГРУЗКЕ

Максимальная коммерческая загрузка ..... 12 245 кг

ОГРАНИЧЕНИЯ ПО ЗАГРУЗКЕ БАГАЖНО-ГРУЗОВЫХ ОТСЕКОВ

Передний грузовой отсек ..... 1 945 кг
Задний грузовой отсек ..... 2 255 кг
Максимальная загрузка в БГО ..... 4 200 кг
Предельные нагрузки на настил пола
для багажно-грузовых отсеков ..... 732 кг/м²

2.02.16 СЕРТИФИКАЦИОННЫЕ УРОВНИ ШУМА

Конфигурация

Двигатели: SaM146-1S17
Самолет модель: RRJ-95B

Звукопоглощающие конструкции: установлены в воздухозаборнике, в зоне вентилятора и газогенератора, а также реверсивном устройстве и сопле смешения потоков.

Уровни шума

Получены по результатам сертификационных испытаний, одобрены АР МАК.

Соответствие уровней шума требованиям:

– Приложения С п. 36.5(а)(4) Авиационных правил части 36 (АП-36);
– Правила сертификации ВС по шуму (CS–36);
– Приложения 16 к Конвенции о международной гражданской авиации, том 1, Глава 4.

Контрольные точки измерения шума		Конфигурация механизации	Уровни шума, EPNдБ	Максимальная масса, кг
Взлёт	Пролетный шум	1+F	82.9	MTOW=45 880
	Боковой шум	1+F	90.7	MTOW=45 880
При заходе на посадку		Full	94.3	MLW=41 000

Процедуры сертификации по шуму

В соответствии с процедурами АП-36, CS–36 и Приложения 16 к Конвенции о международной гражданской авиации, летные испытания по определению уровня шума на местности проводились для следующих условий:

– два двигателя работают, конфигурация механизации взлетная - 1+F, скорость набора постоянная и равна скорости с двумя работающими двигателями на высоте 35 ft, что составляет не менее чем V_2+10 kt и не более, чем V_2+20 kt, процедура уменьшения тяги начиналась до пролета точки измерения шума на взлете, ВСУ выключена, СКВ выключена, центровка средняя, шасси убраны.
– заход на посадку производился с углом наклона глиссады 3°, со скоростью V_{REF}+10 kt, с выключенной ВСУ, включенной системой кондиционирования воздуха, максимально передней центровкой, выпущенными шасси и конфигурацией механизации FULL.

2.02.21 СИСТЕМА КОНДИЦИОНИРОВАНИЯ ВОЗДУХА

Одновременное использование аэродромного кондиционера и системы кондиционирования воздуха ..... ЗАПРЕЩАЕТСЯ

При подключенной аэродромной установке воздушного запуска, включать отбор воздуха от APU ..... ЗАПРЕЩАЕТСЯ

При отказе левой ветки принудительного охлаждения БРЭО выполнить посадку в течение 60 минут.

ОГРАНИЧЕНИЯ ПО ПЕРЕПАДУ ДАВЛЕНИЯ И ВЫСОТЫ В КАБИНЕ

Максимальный перепад давления в кабине ..... 8.7 psi

Максимальный отрицательный перепад давления в кабине ..... -1.4 psi

Примечание: Максимальная высота открытия заборного клапана RAM AIR 10 000 ft

2.02.22 ОБОРУДОВАНИЕ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ ПОЛЁТОМ

Минимальная высота включения автопилота на взлете .....100 ft

Минимальная высота включения автомата тяги:

– на взлете.....высота снижения тяги (THRUST REDUCTION ALTITUDE)

Минимальная высота использования автопилота при посадке на аэродромы, оборудованные радиомаячной системой:

– I категории .....160 ft

– II и III категории .....80 ft

Минимальная высота использования автомата тяги при заходе на посадку.....80 ft

Минимальная высота включения режима автоматического и директорного ухода на 2-ой круг.....80 ft

Минимальная высота использования директорного управления при посадке на аэродромы, оборудованные радиомаячной системой:

– I, II и III категории.....200 ft

Максимальная скорость использования автопилота .....300 kt

Максимальное число М использования автопилота 0.8

Максимальный боковой ветер при заходе на посадку в автоматическом режиме по II категории..... 8 м/с

Максимальный встречный ветер при заходе на посадку по II категории 15 м/с

Запрещено использование режимов и органов управления:

- *взлёт с пониженной тягой двигателей DERATE и FLEX;*
- *заход на посадку с обратным курсом КРМ системы ILS (LOC BC);*
- *VNAV и кнопки AUTO на FCP кроме неточного захода на посадку от FMS от точки FAF до MAPt.*

.

2.02.23 СВЯЗНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

При работе на передачу радиостанций VHF1 и VHF2 на близких частотах возможны помехи другим радиостанциям VHF.

При ведении радиосвязи по радиостанции VHF1 (VHF2), радиостанцию VHF2 (VHF1) на передачу не включать. Рекомендуется использовать радиостанцию VHF3.

При работе на передачу радиостанций VHF1 или VHF2 возможны помехи аппаратуре VOR при настройке на близкие частоты, при этом отсчет азимута VOR не производить. При заходе на посадку по VOR, ILS для ведения связи рекомендуется использовать радиостанцию VHF3.

При включении аварийного маяка ELT в режим «ON» возможно прослушивание тонального сигнала, затрудняющего прослушивание по радиостанциям VHF1 и VHF2. Для ведения связи рекомендуется использовать радиостанцию VHF3.

При одновременной работе двух радиостанций VHF на передачу, возможны помехи третьей радиостанции VHF, а так же аппаратуре VOR и ILS.

2.02.24 СИСТЕМА ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЯ

Максимальное напряжение в сети постоянного тока
при нормальной работе..... 29.5 V
Максимальная нагрузка на генератор при нормальной работе .....100 %
Минимальное напряжение аккумуляторной батареи
под нагрузкой не менее..... 20 V

2.02.26 ПОЖАРНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

Время полёта до ближайшего пригодного аэродрома при пожаре в БГО не более 60 минут.

2.02.27 СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЕТОМ

ОГРАНИЧЕНИЯ ПО ИСПОЛЬЗОВАНИЮ МЕХАНИЗАЦИИ КРЫЛА:

Максимальная высота выпуска механизации крыла ..... 20 000 ft (*)

** Данное ограничение не распространяется на автоматический выпуск конфигурации FLAPS 1.*

2.02.28 ТОПЛИВНАЯ СИСТЕМА

БАК		ОБЪЁМ		МАССА (р=0.78 кг/л)
		Литр	Gal	кг
Центральный бак		5 665	1 496	4 419
Левый бак	Отсек №1	1 925	508	1 501
	Отсек №2	1 660	438	1 295
	Отсек №3	1 350	356	1 053
	Расходный отсек	135	36	105
Правый бак	Отсек №1	1 925	508	1 501
	Отсек №2	1 660	438	1 295
	Отсек №3	1 350	356	1 053
	Расходный отсек	135	36	105
ВСЕГО		15 805	4 172	12 327

Вырабатываемое количество топлива.....15 760 л

(12292 кг. для плотности топлива 0.78 кг/л)

ТЕХНИЧЕСКИЕ УСЛОВИЯ НА ТОПЛИВО И ПРИСАДКИ

Топливная система сертифицирована для следующих марок топлива:

- ТС-1 и РТ (ГОСТ10227-86)
- JET A-1 ГОСТ Р 52050-2003 (ASTM D 1655 DEF STAN 91-91)
- JET A (ASTM D 1655)

Топливная система сертифицирована для следующих противоводокристаллизационных жидкостей (ПВК):

- Жидкость «И» (ГОСТ8313-88) в концентрации 0.1 - 0.15 % от объёма; «И-М» (ОСТ 54-3-175-79-99) в концентрации 0.1 - 0.15 % от объёма;
- Жидкость DiEGME (Def Stan 68-252) в концентрации 0.1 - 0.15 % от объёма;

МАКСИМАЛЬНЫЙ ДИСБАЛАНС ТОПЛИВА

Максимальный дисбаланс топлива между левым и правым крыльевыми баками:

в полёте ..... 500 кг

ОГРАНИЧЕНИЯ ПО ТЕМПЕРАТУРЕ ТОПЛИВА

Марка топлива	JET A-1	PT	TC-1	JET A
Минимальная температура	–47°C	–50°C	–50°C	–35°C (*)
Максимальная температура	+ 47°C			

(*) Если температура топлива опускается до –33°C выполнить процедуру «FUEL LO TEMP»

ПРИМЕЧАНИЕ:

При температуре наружного воздуха ниже +5° C использование ПВК жидкостей обязательно.

2.02.29 ГИДРАВЛИЧЕСКАЯ СИСТЕМА

Минимальное давление в гидросистеме..... 1 800 psi
Минимальная температура гидрожидкости перед взлётом.....-20ºC

2.02.34 НАВИГАЦИОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

ОГРАНИЧЕНИЯ ПО СИСТЕМАМ IRS И GPS

Режим GPS в FMS не используется выше ..... 82° СШ (ЮШ)

Инерциальная система (IRS) в режиме NAV не обеспечивает магнитным курсом:

Выше ..... 73° СШ

Выше ..... 60° ЮШ

На земле выставка инерциальной системы (IRS) не обеспечивается:

Выше ..... 70° СШ

Выше ..... 60° ЮШ

ОГРАНИЧЕНИЯ по T^2CAS

Отключить функцию TAWS кнопкой TERR, когда самолет находится на удалении менее 15 NM от аэродрома в случаях:

- аэродром не включен в базу данных TAWS;
- определенных процедур захода, которые заранее идентифицированы как потенциально выдающие ложные сигналы земли.

В случае срабатывания речевой сигнализации TERRRAIN AHEAD выполнить маневр по уходу от препятствия.

ОГРАНИЧЕНИЯ ПО ИСПОЛЬЗОВАНИЮ РАДИОНАВИГАЦИОННЫХ СРЕДСТВ

Процедуры захода VOR, VOR/DME, NDB или NDB/DME могут быть выполнены в режиме LNAV APP, при условии, что AP и FD включены, и:

- навигационные средства и соответствующее оборудование для посадки пригодны, настроены и контролируются во время захода на посадку, или,
- радионавигационные средства поддерживают величину RNP, определённую для процедуры захода.
- Для прогнозирования возможности использования GPS , контроль «GPS PREDICT RAIM» может выполняться для любой точки маршрута в т.ч для аэродрома назначения ко времени прилёта.

Заход RNAV может быть выполнен, если радионавигационные средства поддерживают заданную величину RNP и отображается высокая точность навигации на MCDU (значение ANP лучше RNP).

Режим LNAV APP может использоваться в районе аэродрома, при условии, если:

- отображается высокая точность навигации, и значение RNP соответствует этапу полёта, или,
- исходные данные навигационного радиосредства контролируются.

ОГРАНИЧЕНИЯ ПО ИСПОЛЬЗОВАНИЮ FMS

Функция горизонтальной навигации LNAV
используется после взлёта с высоты не менее .....400 ft AGL.

Примечание: При управлении самолётом от AFCS способом «MANAGED GUIDANCE», использовать уровень отсчёта барометрических высотомеров по QNH.

При управлении самолётом от AFCS способом «SELECTED GUIDANCE» использовать уровень отсчёта барометрических высотомеров по QFE или QNH.

Функции VNAV использовать в зоне аэродрома, при неточном заходе на посадку от точки FAF до точки MAPt (или MDA/H) только в навигационном режиме GPS.

Для действующей версии программного обеспечения, не использовать RTE2 . Изменение маршрута рекомендуется осуществлять, модифицируя активный план полёта

2.02.35 КИСЛОРОДНАЯ СИСТЕМА

Минимальное давление в кислородной системе экипажа перед вылетом ..... 1 650 psi

2.02.49 ВСПОМОГАТЕЛЬНАЯ СИЛОВАЯ УСТАНОВКА

ЭЛЕКТРОСТАРТЕР

Минимальный перерыв между запусками или попытками запуска ..... 1 мин.
Не более 3-х запусков или попыток запуска в течение ..... 60 мин.

ОБОРОТЫ РОТОРА ДВИГАТЕЛЯ APU

Максимально допустимые обороты ротора 106%
Максимально допустимые обороты ротора при авторотации 4%

ТЕМПЕРАТУРА ВЫХОДЯЩИХ ГАЗОВ

Максимальная температура выходящих газов .....806°C
Максимальная температура выходящих газов при запуске .....1038°C

2.02.70 СИЛОВАЯ УСТАНОВКА

ДВИГАТЕЛЬ

РЕЖИМ	ВРЕМЯ РАБОТЫ	ТВГ, ^{0}C
MAX	5 минут	972
NTO	5 минут (при отказе двигателя 10 мин)	936
MCT	Не ограничено	928
При запуске		830

ПРИМЕЧАНИЕ:

Продолжительность работы двигателя на режиме выше MCT не более 5 мин (при отказе двигателя не более 10 мин)

На земле время работы двигателя на режиме NTO ..... не более 30 с

Максимально допустимые обороты ротора, N1 ..... 105 %

Максимально допустимые обороты ротора, N2 ..... 110 %

МАСЛЯНАЯ СИСТЕМА

Предельная температура масла ..... 155°C

(140 °C более 15 мин)

Минимальная температура масла (тип 2) перед запуском ..... -40°C

Минимальная температура масла перед взлетом..... 10°C

Минимальное давление масла..... 13 psi

Минимальный уровень масла в полёте не менее..... 60 %

СИСТЕМА РЕВЕРСИРОВАНИЯ ТЯГИ

Не использовать систему реверсирования тяги в полёте.

Не использовать систему реверсирования тяги на скорости более..... 170 kt

Не использовать режимы реверсирования тяги в течение более ..... 30 с.

Не использовать «Max-Rev» на скорости менее..... 80 kt

ПРИМЕЧАНИЕ:

При необходимости (угрозы выкатывания, столкновения с препятствием) допускается использовать «Max-Rev» вплоть до полной остановки.

ВЗЛЕТ С УМЕНЬШЕННОЙ ТЯГОЙ

Взлёт с уменьшенной тягой в режимах

«DERATED» и «FLEXIBLE» .....ЗАПРЕЩЁН

2.57.90 ПРИЛОЖЕНИЕ

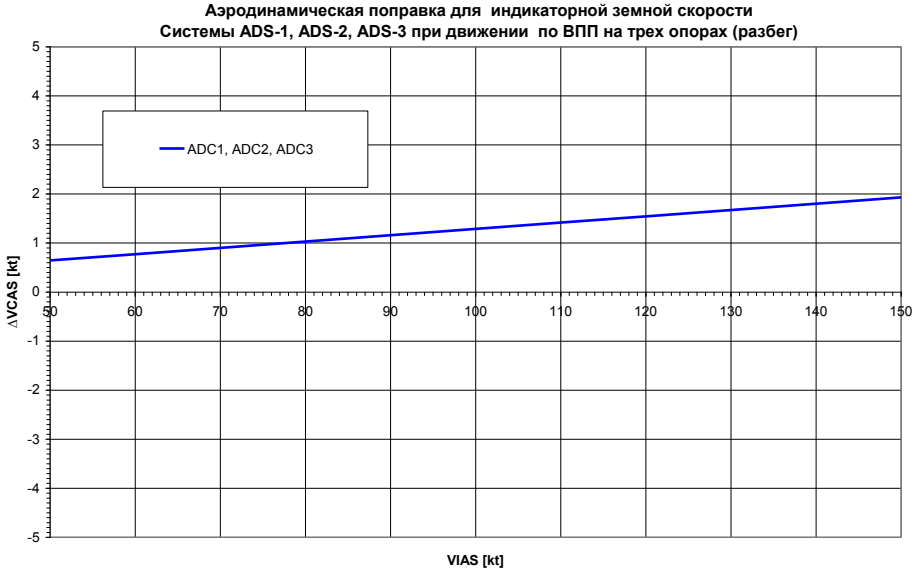
АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ПОПРАВКИ

Высотно-скоростные параметры индицируются на индикаторах PFD и IESI с учётом автоматической компенсации аэродинамических погрешностей приёмников восприятия воздушных давлений.

На разбеге, при движении самолета по земле за счет влияния «экрана» имеется аэродинамическая погрешность, которая должна быть учтена при определении характерных скоростей взлета V_1 и V_R по следующей формуле

$V_{IAS} = V_{CAS} – \Delta V_{CAS}$.

V_{CAS} для V_1 и V_R даны в разделе 4.10, аэродинамическая поправка ΔV_{CAS} представлена ниже.



3.05.00 ВВЕДЕНИЕ
3.10.00 АВАРИЙНЫЕ И ОСОБЫЕ ПРОЦЕДУРЫ
3.10.01 ЭКСТРЕННОЕ СНИЖЕНИЕ
3.10.02 НЕДОСТОВЕРНЫЕ ПОКАЗАНИЯ СКОРОСТИ
3.10.03 АВАРИЙНАЯ ЭВАКУАЦИЯ НА ЗЕМЛЕ
3.10.04 ПРОЦЕДУРА ПОСЛЕ ВЫКЛЮЧЕНИЯ ДВИГАТЕЛЯ В ПОЛЕТЕ
3.10.05 ПРОЦЕДУРА ЗАПУСКА ДВИГАТЕЛЯ В ПОЛЕТЕ
3.10.06 ВЫНУЖДЕННАЯ ПОСАДКА НА ВОДУ
3.10.07 ВЫНУЖДЕННАЯ ПОСАДКА ВНЕ АЭРОДРОМА
3.10.08 ДЫМ/ТОКСИЧНЫЙ ГАЗ В ОТСЕКАХ
3.10.09 УДАЛЕНИЕ ДЫМА
3.10.10 ПОСАДКА С НЕВЫПУЩЕННЫМИ ШАССИ
3.10.11 ПРЕРВАННЫЙ ВЗЛЕТ
3.10.12 ОТКАЗ ДВИГАТЕЛЯ ПОСЛЕ V_1
3.10.13 ТРЕЩИНА НА СТЕКЛАХ
3.10.14 ЗАРЕЗЕРВИРОВАНО
3.10.15 ПОСАДКА СПРЕВЫШЕНИЕМ ПОСАДОЧНОЙ МАССЫ
3.10.16 РАЗРУШЕНИЕ ПНЕВМАТИКА ПЕРЕДНЕЙ ОПОРЫ ШАССИ
3.10.17 АВАРИЙНЫЙ ВЫПУСК ШАССИ
3.10.18 АВАРИЙНАЯ ЭВАКУАЦИЯ
3.10.19 ПРОПАДАНИЕ ИНДИКАЦИИ НА DU
3.10.20 СИГНАЛИЗАЦИЯ НА PFD
3.10.21 СИСТЕМА КОНДИЦИОНИРОВАРИЯ ВОЗДУХА
3.10.22 АВТОМАТИЧЕСКОЕ УПРАВЛЕНИЕ ПОЛЕТОМ
3.10.23 СВЯЗНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ
3.10.24 СИСТЕМА ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЯ
3.10.25 ОБОРУДОВАНИЕ КАБИНЫ ЭКИПАЖА
3.10.26 ПОЖАРНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ
3.10.27 СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЕТОМ
3.10.28 ТОПЛИВНАЯ СИСТЕМА
3.10.29 ГИДРАВЛИЧЕСКАЯ СИСТЕМА
3.10.30 ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНАЯ СИСТЕМА
3.10.31 ПРИБОРНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ
3.10.32 ШАССИ
3.10.33 ОСВЕЩЕНИЕ И СВЕТОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ
3.10.34 НАВИГАЦИОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ
3.10.35 КИСЛОРОДНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ
3.10.36 ПНЕВМАТИЧЕСКАЯ СИСТЕМА
3.10.49 ВСПОМОГАТЕЛЬНАЯ СИЛОВАЯ УСТАНОВКА
3.10.52 ДВЕРИ, ЛЮКИ, СТВОРКИ
3.10.70 СИЛОВАЯ УСТАНОВКА
3.15.00 НОРМАЛЬНЫЕ ПРОЦЕДУРЫ
3.15.01 ВЗЛЁТ И ПОСАДКА С УМЕНЬШЕНИЕМ ШУМА НА МЕСТНОСТИ
3.15.02 ЗАХОД НА ПОСАДКУ ПО МИНИМУМУ CAT 2
3.15.03 УХОД НА ВТОРОЙ КРУГ
3.15.04 ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ СИСТЕМЫ TAWS
3.15.05 СДВИГ ВЕТРА “WINDSHEAR”(ЗАРЕЗЕРВИРОВАНО)
3.15.06 TCAS ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ

3.15.07 ПЕРЕСЕЧЕНИЕ ЗОНЫ ТУРБУЛЕНТНОСТИ
3.15.08 ПОПАДАНИЕ В ЗОНУ ВУЛКАНИЧЕСКОГО ПЕПЛА

3.05.00 ВВЕДЕНИЕ

Процедуры, содержащиеся в данном разделе, обязательны для выполнения экипажем в случае возникновения аварийной или особой ситуации в полете. Выполнение этих процедур позволяет экипажу обеспечить безопасное завершение полета.

Все процедуры представлены в виде карт. Экипаж обязан выполнять эти процедуры по принципу: читай и выполняй.

Процедуры, заключенные в рамку при помощи жирной линии с насечкой, должны быть заучены экипажем на память, чтобы в случае необходимости, выполнить их в надлежащей последовательности и объеме без потерь времени.

Символ:

приведенный в конце страницы, означает конец процедуры.

ФОРМАТ ОТОБРАЖЕНИЯ АВАРИЙНОЙ И ОСОБОЙ ПРОЦЕДУР

Для визуального различия Аварийных или Особых процедур применен следующий формат отображения:

Заголовок процедуры:

ЗАГОЛОВОК ПРОЦЕДУРЫ	Аварийная процедура с индикацией на EWD
ЗАГОЛОВОК ПРОЦЕДУРЫ	Аварийная процедура без индикации на EWD
ЗАГОЛОВОК ПРОЦЕДУРЫ	Особая процедура с индикацией на EWD
ЗАГОЛОВОК ПРОЦЕДУРЫ	Особая процедура без индикации на EWD

Текст процедуры:

– APU .....ON

Единичная процедура, предусматривающая однократное прямое воздействие экипажа на органы управления самолетом и (или) систему самолета.

– Касание произвести с вертикальной скоростью снижения не более 1,8 м/с

Единичная процедура, для выполнения которой от экипажа требуется несколько последовательных действий, связанных с органами управления самолетом и (или) систем самолета.

ИЗБЕГАТЬ ОТРИЦАТЕЛЬНОЙ ПЕРЕГРУЗКИ

Указание экипажу, связанное с техникой пилотирования, особенностями эксплуатации систем самолета и т.д.

НА ВЗЛЕТЕ

Этап полета или устойчивое состояние системы самолета в условиях особой или аварийной ситуации.

Если под одним сообщением размещено более одного блока процедур, выполнять следует процедуры в пределах только одного блока выбранного в соответствии с одинаковым этапом полета или состоянием неисправной системы.

■ **в полете**

Точка начала выполнения блока процедур состоящего из одной или более единичных процедур, объединенных одинаковым пространственным положением самолета и (или) состоянием неисправной системы.

Если под одним сообщением размещено более одного блока процедур, выполнять следует процедуры в пределах только одного блока выбранного в соответствии с одинаковым пространственным положением самолета или состоянием неисправной системы.

- **при неудавшемся запуске ВСУ:**

Условие, от выполнения которого зависит продолжение выполнения единичной процедуры или блока процедур.

Работает только вспомогательный топливный насос

Дополнительная информация поясняющего характера.

LAND ASAP

При выполнении аварийной процедуры наличие этой фразы в тексте процедуры обязывает КВС выполнить вынужденную посадку на ближайшем пригодном для посадки аэродроме.

LAND ASAP

При выполнении особой процедуры наличие этой фразы в тексте процедуры обязывает КВС принять решение о следовании на аэродром назначения или на ближайший пригодный аэродром.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ:

ОБРАЩАЕТ ВНИМАНИЕ НА ТО, ЧТО НАРУШЕНИЕ ОГРАНИЧЕНИЙ ИЛИ НЕСОБЛЮДЕНИЕ ЛЕТНЫХ ПРОЦЕДУР И ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ ТРЕБОВАНИЙ, ПО ИСПОЛЬЗОВАНИЮ СИСТЕМ САМОЛЕТА, ЕГО ОБОРУДОВАНИЯ, МОЖЕТ ПРИВЕСТИ К ТРАВМАМ ИЛИ К НЕСЧАСТНЫМ СЛУЧАЯМ СО СМЕРТЕЛЬНЫМ ИСХОДОМ.

ВНИМАНИЕ:
УКАЗЫВАЕТ НА НЕОБХОДИМОСТЬ СОБЛЮДЕНИЯ ЛЕТНЫХ ПРОЦЕДУР И ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ ТРЕБОВАНИЙ ПО ИСПОЛЬЗОВАНИЮ СИСТЕМ САМОЛЕТА, ЕГО ОБОРУДОВАНИЯ С ЦЕЛЬЮ ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ ПОВРЕЖДЕНИЙ МАТЕРИАЛЬНОЙ ЧАСТИ.

Примечание:
Применяется к летным процедурам или эксплуатационным требованиям по использованию систем самолета, его оборудования и т.д., которые необходимо подчеркнуть. Примечание указывает на способ, облегчающий выполнение работы. Информация, содержащаяся в примечании, может быть связана с безопасностью.

Распределение ответственности при выполнении аварийных и особых процедур

При выполнении аварийных и особых процедур ответственность распределяется следующим образом:

Пилот Пилотирующий (ПП) несет ответственность за:

- *Управление режимом работы двигателей*
- *Выдерживание высоты, траектории и скорости полета*
- *Конфигурацию самолета*
- *Навигацию*
- *Связь*

Пилот Непилотирующий (НП) несет ответственность за:

- *Обнаружение и оповещение ПП о сообщениях на EWD и чтение Карты контрольных проверок*
- *Выполнение команд, поступающих от ПП*
- *Действия, связанные с пожаром двигателя (по согласованию с ПП)*
- *Выключение двигателей (по согласованию с ПП)*

Порядок выполнения аварийных и особых процедур

Выполнение аварийных и особых процедур начинается по команде ПП.

Не предпринимать никаких действий (кроме отключения звуковой сигнализации кнопкой ALERT CANCEL) если:

- *Не установлена безопасная траектория полёта*
- *Высота полёта, менее, 400 ft над ВПП, если отказ произошёл во время взлёта, захода на посадку или ухода на второй круг.*

В некоторых аварийных ситуациях ПП может дать команду на выполнение процедур ниже указанной высоты.

ВНИМАНИЕ:
ПРИ НЕИНДЕЦИРУЕМЫХ ОТКАЗАХ УПРАВЛЕНИЕ САМОЛЁТОМ ОТ БРУ (ЗАКЛИНЕНИЕ, ПОТЕРЯ УПРАВЛЯЕМОСТИ, ЗАТЯЖЕЛЕНИЕ ИЛИ ПРОПАДАНИЕ УСИЛИЙ) ПП ПЕРЕДАЁТ УПРАВЛЕНИЕ НП.

Удаление сообщений на EWD

Удалять сообщение на EWD разрешается только при взаимном подтверждении обоими пилотами о выполнении аварийной или особой процедуры, соответствующей этому сообщению.

3.10.00 АВАРИЙНЫЕ И ОСОБЫЕ ПРОЦЕДУРЫ

3.10.01 ЭКСТРЕННОЕ СНИЖЕНИЕ

ЭКСТРЕННОЕ СНИЖЕНИЕ

НЕМЕДЛЕННЫЕ ДЕЙСТВИЯ

– КИСЛОРОДНЫЕ МАСКИ ..... ПРИМЕНИТЬ
– AP, A/T ..... OFF
– РУД ..... IDLE
– ТАНГАЖ ..... - 7°

Начать снижение с углом тангажа не менее -7° для разгона скорости.

– SPEED BRAKE ..... FULL

Контролировать V_{LS}

КОГДА СНИЖЕНИЕ УСТАНОВЛЕНО

– ВЫПОЛНИТЬ ..... СНИЖЕНИЕ ДО FL 100/MEA (ЧТО ВЫШЕ)
– СКОРОСТЬ ..... V_{MO}/M_{MO}

Допускается кратковременное срабатывание сигнализации о превышении максимальной скорости.

ВНИМАНИЕ:

ЕСЛИ ИМЕЕТСЯ ПОДОЗРЕНИЕ О ПОВРЕЖДЕНИЯ КОНСТРУКЦИИ, УПРАВЛЯТЬ САМОЛЕТОМ ПЛАВНО, ПРИ НЕОБХОДИМОСТИ УМЕНЬШИТЬ СКОРОСТЬ. ПРИ НЕОБХОДИМОСТИ ВЫПОЛНИТЬ ВЫПУСК ШАССИ НИЖЕ FL 250. ПЕРЕД ВЫПУСКОМ ШАССИ УМЕНЬШИТЬ СКОРОСТЬ ПОЛЕТА ДО V_{LO}/V_{LE}.

– SEAT BELTS/NO SMOK ..... ON
– ENG START ..... IGN/ON
– УВД ..... ДОЛОЖИТЬ

Если радиосвязь со службой УВД отсутствует, установить код аварии 7700, или передавать аварийное сообщение на частоте 121.5 MHZ VHF, или на частоте 2182 KHZ или 8364 KHZ HF.

- **Если “CAB ALT” выше 14000 ft:**

– PASS OXY ..... ON

3.10.02 НЕДОСТОВЕРНЫЕ ПОКАЗАНИЯ СКОРОСТИ

НЕДОСТОВЕРНЫЕ ПОКАЗАНИЯ СКОРОСТИ

– AP/FD.....OFF
– A/T.....OFF
– ЗАКРЫЛКИ.....ТЕКУЩЕЕ ПОЛОЖЕНИЕ
– УГОЛ АТАКИ И ТАНГАЖА .....СОГЛАСНО ТАБЛИЦЕ

Примечание:
Если отказ произошел в конфигурации FULL или при уходе на второй круг, механизацию убрать в положение “FLAPS 2”.

– SPEED BRAKE..... УБРАНЫ, ПРОВЕРИТЬ
– ШАССИ ..... УБРАНЫ, ПРОВЕРИТЬ

ПРИ ОТКАЗЕ НА ВЗЛЕТЕ ДО ACCEL ALT:

Фаза взлета	FLAPS	Масса, x1000 кг	Тангаж	Угол атаки	Режим двигателя
До ACCEL ALT V_2+10	“1+F”,”2”	35-45	13º	7º	NTO MCL

- когда набор стабилизирован
  – ОБОГРЕВ ДАТЧИКОВ И СТЕКОЛ .....ON
  – ТРАЕКТОРИЮ ПОЛЕТА..... ВЫДЕРЖИВАТЬ
- когда достигнута высота круга
  – ГОРИЗОНТАЛЬНЫЙ ПОЛЕТ.....УСТАНОВИТЬ
  – ИНДИКАЦИЮ СКОРОСТЕЙ.....ПРОВЕРИТЬ
  – ОТКАЗАВШИЙ “ADS”.....OFF

LAND ASAP

УГОЛ АТАКИ И ТАНГАЖА УСТАНОВИТЬ СОГЛАСНО ТАБЛИЦЕ:

	FL, ft	V kt	Масса, 1000 кг	Тангаж, (°)	Угол атаки (°)
Flaps 2	15-50	150	35	7°	7°
		160	40		
Flaps 1+F		200	35	4°	4°
		200	40		

ДЛЯ ВЫПОЛНЕНИЯ НАБОРА ЭШЕЛОНА

– МЕХАНИЗАЦИЮ КРЫЛА.....УБРАТЬ
УБОРКА МЕХАНИЗАЦИИ ВЫПОЛНЯЕТСЯ С КОНФИГУРАЦИИ ”2” В КОНФ. “1”, ИЛИ С КОНФИГУРАЦИИ “1+F” ИЛИ “1” В КОНФ. “0”. ПОСЛЕ УБОРКИ МЕХАНИЗАЦИИ КРЫЛА ИСПОЛЬЗОВАТЬ ТАБЛИЦУ «НАБОР ЭШЕЛОНА» ДЛЯ ПРОДОЛЖЕНИЯ ПОЛЕТА.

– РЕЖИМ РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЕЙ ..... УВЕЛИЧИТЬ
БОЛЬШОЕ УВЕЛИЧЕНИЕ ТЯГИ НЕ РЕКОМЕНДУЕТСЯ.

УГОЛ АТАКИ И ТАНГАЖА СОГЛАСНО ТАБЛИЦЕ:

НАБОР ЭШЕЛОНА

“V”, kt	Масса, x1000 кг	Эшелон, ft	Тангаж, (°)	Угол атаки (°)	Режим, N1
250	35-45	30-100	10	2	CLB
280	35-45	100-320	6		
0.78	35-45	Более 320	3		

КРЕЙСЕРСКИЙ ПОЛЕТ

“V”, kt	Масса, x1000 кг	Эшелон, ft	Тангаж, (°)	Угол атаки (°)
280	35-45	100-320	2	2
0.78	35-45	Более 320	2	2

СНИЖЕНИЕ

“V”, kt	Масса, x1000 кг	Эшелон, ft	Тангаж, (°)	Угол атаки (°)	Режим, N1 %
0.78	35-40	Более 320	-3	2	IDLE
280	35-40	320-100	-2	2	
250	35-40	Менее 100	-1	3	

ЗАХОД НА ПОСАДКУ (ВЫСОТА 1500 ft)

“V”, kt	Масса, x1000 кг	V, kt	Тангаж, (°)	Угол атаки (°)
FLAPS 0	35	215		4
	40	225	5	5
FLAPS 1 V_S	35	200	5	5
	40	200		6
FLAPS 2 V_F	35	150	6	6
	40	160	7	7
FLAPS 3 V_F	35	140	5	5
	40	150	6	6
FLAPS FULL V_{LS}+10	35	135	4	4
	40	14	4	4

СНИЖЕНИЕ НА ПОСАДОЧНОЙ ПРЯМОЙ (ВЫСОТА МЕНЕЕ 1500 ft)

“V”, kt	Масса, x1000 кг	V, kt	Тангаж, (°)	Угол атаки (°)
FLAPS “3”	35-40 Более 40	V_{LS}+10	2	5
FLAPS “FULL”	35-40 Более 40		1	4

3.10.03 АВАРИЙНАЯ ЭВАКУАЦИЯ НА ЗЕМЛЕ

АВАРИЙНАЯ ЭВАКУАЦИЯ НА ЗЕМЛЕ

- САМОЛЕТ ..... ОСТАНОВИТЬ
- СТОЯНОЧНЫЙ ТОРМОЗ ..... ВКЛ
- УВД ..... ДОЛОЖИТЬ
- ENG MASTER ..... OFF
- САЛОН ..... ИНФОРМ
- EMER D-PRESS ..... ON
- КНОПКИ ENG FIRE (L+R) И APU FIRE ..... НАЖАТЬ
- КНОПКИ AGENTS 1 (L+R) И APU ..... НАЖАТЬ
- ЭВАКУАЦИЮ ..... НАЧАТЬ

3.10.04 ПРОЦЕДУРА ПОСЛЕ ВЫКЛЮЧЕНИЯ ДВИГАТЕЛЯ В ПОЛЕТЕ

ПРОЦЕДУРА ПОСЛЕ ВЫКЛЮЧЕНИЯ ДВИГАТЕЛЯ В ПОЛЁТЕ

LAND ASAP

– ENG START ..... IGN/ON
ПРОДОЛЖЕННОЕ ЗАЖИГАНИЕ УВЕЛИЧИВАЕТ НАДЁЖНОСТЬ РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЯ

– AP (ПРИ НЕОБХОДИМОСТИ).....ПОДКЛЮЧИТЬ

– FUEL X-FEED .....ON

– TCAS .....УСТАНОВИТЬ РЕЖИМ TA
ЗАНЯТЬ ВЫСОТУ НЕ ВЫШЕ 25 000 ft

– AIR (*СО СТОРОНЫ ВЫКЛЮЧЕННОГО ДВИГАТЕЛЯ*) ..... AUTO
Надпись OFF не светится.

– GEN (*СО СТОРОНЫ ВЫКЛЮЧЕННОГО ДВИГАТЕЛЯ*) ..... AUTO
Надпись FAULT-светится

– РЕЖИМ «ENGINE OUT» НА СТРАНИЦЕ VNAV MCDU.....АКТИВИЗИРОВАТЬ
(при необходимости)

- **правый двигатель не работает**

– ELEC 2B .....ON

НА ПОСАДКЕ

– РЕВЕРС НЕИСПРАВНОГО ДВИГАТЕЛЯ .....НЕ ИСПОЛЬЗОВАТЬ

3.10.05 ПРОЦЕДУРА ЗАПУСКА ДВИГАТЕЛЯ В ПОЛЕТЕ

ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЯ В ПОЛЕТЕ

В полёте рекомендуется автоматический режим запуска.
При обнаружении отклонений во время запуска в полёте экипаж прерывает запуск вручную.
ВНИМАНИЕ
ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЯ В ПОЛЁТЕ В УСЛОВИЯХ ОБЛЕДЕНЕНИЯ ЗАПРЕЩЁН.

ЗАПУСК ОТ РАБОТАЮЩЕГО ДВИГАТЕЛЯ

– ВЫСОТА И СКОРОСТЬ .....СОГЛАСНО ГРАФИКУ
(область перекрёстного запуска)
– THR LEVER *(неработающего двигателя)* ..... IDLE
– ENG MASTER *(неработающего двигателя)* ..... OFF
– ОБОРОТЫ N2 *(неработающего двигателя)* .....НЕ БОЛЕЕ 16%
– ОБОРОТЫ N1 *(работающего двигателя)* ..... НЕ МЕНЕЕ 40%

ВНИМАНИЕ
ЕСЛИ ВО ВРЕМЯ ЗАПУСКА ОБОРОТЫ N1 РАБОТАЮЩЕГО ДВИГАТЕЛЯ СНИЗИЛИСЬ НИЖЕ 30% - ЗАПУСК ПРЕКРАТИТЬ. РАЗРЕШЕНО УМЕНЬШЕНИЕ ОБОРОТОВ N1 РАБОТАЮЩЕМУ ДВИГАТЕЛЮ МЕНЕЕ 40% ТОЛЬКО ПОСЛЕ ВЫХОДА ЗАПУСКАЕМОГО ДВИГАТЕЛЯ НА РЕЖИМ МАЛЫЙ ГАЗ.
– ENG START ..... ПРОВЕРИТЬ - IGN/ON
– ENG MASTER *(неработающего двигателя)* НА N2 =5 % .....ON
– N2,FUEL FLOW, EGT, N1 .....КОНТРОЛИРОВАТЬ
– ЗАКРЫТИЕ КЛАПАНА SAV (ПО МНЕМОКАДРУ “AIR” НА N2 =55 %) .....
.....КОНТРОЛИРОВАТЬ
– ВЫХОД ДВИГАТЕЛЯ НА РЕЖИМ МАЛЫЙ ГАЗ.....КОНТРОЛИРОВАТЬ
(индикация режима IDLE на EWD меняет цвет с синего на зелёный)

■ **<u>После запуска двигателя</u>**

– ENG START.....OFF

ЕСЛИ ПОЗВОЛЯЮТ УСЛОВИЯ ПОЛЁТА, ПЕРЕД УСТАНОВКОЙ ТРЕБУЕМОГО РЕЖИМА ПРОРАБОТАТЬ НА РЕЖИМЕ IDLE 2 МИН

– T^2CAS .....УСТАНОВИТЬ РЕЖИМ TA \ RA
– ELEC 2B (*на панели гидросистемы*).....ПРОВЕРИТЬ/AUTO
– FUEL X-FEED.....КАК ТРЕБУЕТСЯ
– AIR *(со стороны запущенного двигателя)* .....AUTO
(Надписи OFF, FAULT-не светятся)
– GEN *(со стороны запущенного двигателя)* .....AUTO
(Надписи OFF, FAULT-не светятся)

■ **<u>При неудавшемся запуске:</u>**

скорость увеличить на 20 kt (но не более 275 kt) или занять меньший эшелон полёта (при возможности)

– ENG MASTER (*запускаемого двигателя*) .....OFF
– ЗАПУСК (*не ранее, через 30 с*) .....ПОВТОРИТЬ

ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЯ ОТ АВТОРОТАЦИИ

ВЫСОТА И СКОРОСТЬ СОГЛАСНО ГРАФИКУ (*область возможных запусков от авторотации)*

– THR LEVER(*неработающего двигателя*) ..... IDLE
– ENG MASTER (*неработающего двигателя*) ..... OFF
– ENG START ..... ПРОВЕРИТЬ IGN/ON
– ENG MASTER*(неработающего двигателя)* ..... ON
– N2,FUEL FLOW, EGT, N1 ..... КОНТРОЛИРОВАТЬ
– ВЫХОД ДВИГАТЕЛЯ НА РЕЖИМ МАЛЫЙ ГАЗ ..... КОНТРОЛИРОВАТЬ
(ИНДИКАЦИЯ РЕЖИМА IDLE НА EWD МЕНЯЕТ ЦВЕТ С СИНЕГО НА ЗЕЛЁНЫЙ)

■ **После запуска двигателя**

– ENG START ..... OFF

Примечание:
Если позволяют условия полёта, перед установкой требуемого режима проработать на режиме IDLE 2 мин.

– ELEC 2B (*на панели гидросистемы*) ..... ПРОВЕРИТЬ/AUTO
– T2CAS ..... УСТАНОВИТЬ РЕЖИМ TA\RA
– FUEL X-FEED ..... КАК ТРЕБУЕТСЯ
– AIR *(со стороны запущенного двигателя)* ..... AUTO
(надписи OFF, FAULT-не светятся)
– GEN *(со стороны запущенного двигателя)* ..... AUTO
(надписи OFF, FAULT-не светятся)

■ **При неудавшемся запуске:**

– СКОРОСТЬ УВЕЛИЧИТЬ НА 20 КТ (*НО НЕ БОЛЕЕ 308 kt*) ИЛИ ЗАНЯТЬ МЕНЬШИЙ ЭШЕЛОН ПОЛЁТА (*ПРИ ВОЗМОЖНОСТИ*)
– ENG MASTER(*НЕРАБОТАЮЩЕГО ДВИГАТЕЛЯ*) ..... OFF
– ЗАПУСК (*НЕ РАНЕЕ, ЧЕРЕЗ 30* С) ..... ПОВТОРИТЬ

ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЯ ОТ APU

- Если APU запущена ранее:
  - ВЫСОТА И СКОРОСТЬ .....СОГЛАСНО ГРАФИКУ
    (область возможных запусков от ВСУ)
  - КНОПКУ APU BLEED .....НАЖАТЬ
    (Надпись ON - светится)

По мнемокадру «AIR» убедиться, что воздух от APU подаётся

- THR LEVER *(НЕРАБОТАЮЩЕГО ДВИГАТЕЛЯ)*.....IDLE
- ENG MASTER *(НЕРАБОТАЮЩЕГО ДВИГАТЕЛЯ)*..... OFF
- ОБОРОТЫ N2 *(НЕРАБОТАЮЩЕГО ДВИГАТЕЛЯ)* .....НЕ БОЛЕЕ 16%
- ENG START.....ПРОВЕРИТЬ - IGN/ON
- ENG MASTER *(НЕРАБОТАЮЩЕГО ДВИГАТЕЛЯ) НА N2 =5 %* ..... ON
- N2, FUEL FLOW, EGT, N1 .....КОНТРОЛИРОВАТЬ
- ЗАКРЫТИЕ КЛАПАНА SAV
- ПО МНЕМОКАДРУ “AIR” НА N2 =55 %.....КОНТРОЛИРОВАТЬ
- ВЫХОД ДВИГАТЕЛЯ НА РЕЖИМ МАЛЫЙ ГАЗ .....КОНТРОЛИРОВАТЬ
  (индикация режима IDLE на EWD меняет цвет с синего на зелёный)

■ **После запуска двигателя**

– ENG START .....OFF

Примечание:

Если позволяют условия полёта, перед установкой требуемого режима проработать на режиме IDLE 2 мин.

– ELEC 2B *(НА ПАНЕЛИ ГИДРОСИСТЕМЫ)*.....ПРОВЕРИТЬ/AUTO
– T2CAS .....УСТАНОВИТЬ РЕЖИМ TA/RA
– FUEL X-FEED.....КАК ТРЕБУЕТСЯ
– L (R) AIR .....AUTO

(Надписи OFF, FAULT-не светятся)

– L (R) GEN .....AUTO

(Надписи OFF, FAULT-не светятся)

– APU BLEED .....OFF

■ **При неудавшемся запуске:**

– ENG MASTER*(НЕРАБОТАЮЩЕГО ДВИГАТЕЛЯ)* .....OFF
– СКОРОСТЬ ..... УВЕЛИЧИТЬ НА 20 kt *(НО НЕ БОЛЕЕ 280 kt)*
ИЛИ ЗАНЯТЬ МЕНЬШИЙ ЭШЕЛОН ПОЛЁТА *(ПРИ ВОЗМОЖНОСТИ)*
– ЗАПУСК *(НЕ РАНЕЕ, ЧЕРЕЗ 30 с)* .....ПОВТОРИТЬ

РУЧНОЙ ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЯ

ВЫСОТА И СКОРОСТЬ СОГЛАСНО ГРАФИКУ
(область перекрёстного запуска)

– THR LEVER(неработающего двигателя).....IDLE
– ENG MASTER (неработающего двигателя) .....OFF
– ОБОРОТЫ N2(неработающего двигателя) ..... НЕ БОЛЕЕ 16%
– ОБОРОТЫ N1(работающего двигателя) .....НЕ МЕНЕЕ 40%

ВНИМАНИЕ

ЕСЛИ ВО ВРЕМЯ ЗАПУСКА ОБОРОТЫ N1 РАБОТАЮЩЕГО ДВИГАТЕЛЯ СНИЗИЛИСЬ ДО 30% - ЗАПУСК ПРЕКРАТИТЬ.
РАЗРЕШЕНО УМЕНЬШЕНИЕ ОБОРОТОВ N1 РАБОТАЮЩЕМУ ДВИГАТЕЛЮ МЕНЕЕ 40% ТОЛЬКО ПОСЛЕ ВЫХОДА НА РЕЖИМ МАЛЫЙ ГАЗ

– ENG START .....ПРОВЕРИТЬ - IGN/ON
– КНОПКА MAN *(НЕРАБОТАЮЩЕГО ДВИГАТЕЛЯ)* .....ON
– ENG MASTER *(НЕРАБОТАЮЩЕГО ДВИГАТЕЛЯ)* на N2 >10 % ..... ON
– N2,FUEL FLOW, EGT, N1 .....КОНТРОЛИРОВАТЬ
– ЗАКРЫТИЕ КЛАПАНА SAV *(*по мнемокадру “AIR” на N2 =55 %) .....
.....КОНТРОЛИРОВАТЬ
– ВЫХОД ДВИГАТЕЛЯ НА РЕЖИМ МАЛЫЙ ГАЗ .....КОНТРОЛИРОВАТЬ
(индикация режима IDLE на EWD меняет цвет с синего на зелёный)

■ **<u>После запуска двигателя</u>**

– КНОПКА MAN *(НЕРАБОТАЮЩЕГО ДВИГАТЕЛЯ)*.....AUTO
– ENG START .....OFF

<u>Примечание:</u> Если позволяют условия полёта, перед установкой требуемого режима проработать на режиме IDLE 2 мин

– ELEC 2B *(НА ПАНЕЛИ ГИДРОСИСТЕМЫ)* ..... .ПРОВЕРИТЬ/AUTO
– T2CAS .....УСТАНОВИТЬ РЕЖИМ TA\RA
– FUEL X-FEED .....КАК ТРЕБУЕТСЯ
– AIR *(СО СТОРОНЫ ЗАПУЩЕННОГО ДВИГАТЕЛЯ)* .....AUTO
(Надписи OFF, FAULT-не светятся)

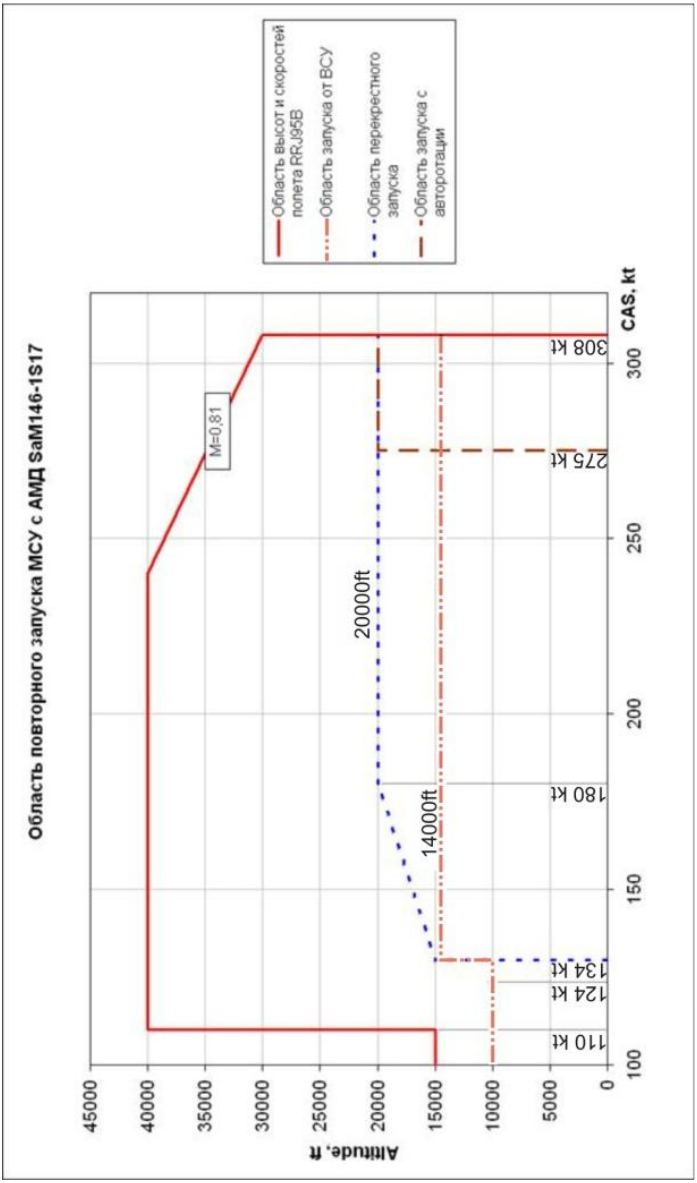
– GEN *(СО СТОРОНЫ ЗАПУЩЕННОГО ДВИГАТЕЛЯ)* .....AUTO
(Надписи OFF, FAULT-не светятся)

■ **<u>При неудавшемся запуске:</u>**

– ENG MASTER*(НЕРАБОТАЮЩЕГО ДВИГАТЕЛЯ)* .....OFF
СКОРОСТЬ УВЕЛИЧИТЬ НА 20 КТ (*НО НЕ БОЛЕЕ 280 kt)* ИЛИ ЗАНЯТЬ МЕНЬШИЙ ЭШЕЛОН ПОЛЁТА
(при возможности)

– ЗАПУСК *(НЕ РАНЕЕ, ЧЕРЕЗ 30 с)* .....ПОВТОРИТЬ

График области возможных запусков двигателя в зависимости от высоты и скорости полёта



3.10.06 ВЫНУЖДЕННАЯ ПОСАДКА НА ВОДУ

ВЫНУЖДЕННАЯ ПОСАДКА НА ВОДУ

ПОДГОТОВКА

– БОРТПРОВОДНИКОВ ..... ИНФОРМИРОВАТЬ
– УВД ..... ДОЛОЖИТЬ
– ОТВЕТЧИК ..... КАК ТРЕБ.
- *Используя страницу MCDU/FMS “ADF ATC NAV”, на ответчике ATC системы TCAS установить код опознавания 7700.*
- *На СРО установить код “Терплю бедствие”.*

– TAWS ..... ВЫКЛ.
– ТАБЛО «SEAT BELTS/NO SMOK» ..... ON
– НЕЗАКРЕПЛЕННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ И ВЕЩИ ..... ЗАКРЕПИТЬ
– РЕМНИ БЕЗОПАСНОСТИ, ВКЛЮЧАЯ НАПЛЕЧНЫЕ ..... ЗАСТЕГНУТЬ
– АВАРИЙНО-СПАСАТЕЛЬНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ ..... ПОДГОТОВИТЬ
– LDG ELEV ..... УСТАНОВИТЬ “00”
– ЗАДАТЧИК СКОРОСТИ ..... УСТАНОВИТЬ V_{APP}
V_{APP} УСТАНОВИТЬ В ЗАВИСИМОСТИ ОТ КОНФИГУРАЦИИ ЗАХОДА

– Карту контрольных проверок на подходе и на посадке не выполнять

ЗАХОД НА ПОСАДКУ

– РАДИОМАЯК ELT ..... ON
– EMER EXIT LT ..... ON
– BARO SET ..... КАК ТРЕБ.
– ШАССИ ..... НЕ ВЫПУСКАТЬ
– FLAPS ..... FULL

<u>ВНИМАНИЕ</u>
МИНИМАЛЬНАЯ СКОРОСТЬ ДЛЯ РАБОТЫ RAT 120 кт

– ДОКЛАД БОРТПРОВОДНИКОВ ..... ПОЛУЧИТЬ
Получить доклад бортпроводников о готовности к посадке на воду

ПЕРЕД ПРИВОДНЕНИЕМ

– L И R AIR.....OFF
– КНОПКА MODE (*CAB PRESSURE*) .....ПРОВЕРИТЬ AUTO
– КНОПКА DITCHING.....ON
– ДАТЬ КОМАНДУ В САЛОН .....«ПРИГОТОВИТЬСЯ К ПОСАДКЕ»
– ENG MASTER (L+R)(ПЕРЕД КАСАНИЕМ ВОДЫ).....OFF

- **посадку на воду производить с возможно меньшей вертикальной скоростью.**
- **Приводнение произвести с углом тангажа не менее 6°, без крена.**
- **При ветровом волнении посадку самолёта на воду следует производить навстречу ветру и волнам. При длинном регулярном волнении типа зыби параллельно гребням волн.**
- **при посадке на воду могут возникнуть колебания по тангажу и однократный отскок (рикошет).**
- **При контакте самолёта с водой возможно отделение мотогондол, как одновременное так и неодновременное. При неодновременном отделении мотогондол возможны резкие развороты самолёта по курсу с зарыванием в воду носовой части.**

ПОСЛЕ ПРИВОДНЕНИЯ

– КНОПКИ ENG FIRE (L+R) И APU FIRE .....НАЖАТЬ
– КНОПКИ AGENTS 1 (L+R) И APU .....НАЖАТЬ
– ЭВАКУАЦИЮ.....НАЧАТЬ

3.10.07 ВЫНУЖДЕННАЯ ПОСАДКА ВНЕ АЭРОДРОМА

ВЫНУЖДЕННАЯ ПОСАДКА ВНЕ АЭРОДРОМА

ПОДГОТОВКА

– БОРТПРОВОДНИКОВ ..... ИНФОРМИРОВАТЬ
– УВД ..... ДОЛОЖИТЬ
– ОТВЕТЧИК ..... КАК ТРЕБ.
– БЕДСТВИЕ ..... КАК ТРЕБ.
- *Используя страницу MCDU/FMS “ADF ATC NAV”, на ответчике ATC системы TCAS установить код опознавания 7700.*
- *На СРО установить код “Терплю бедствие”.*

– TAWS ..... ВЫКЛ.
– ТАБЛО «SEAT BELTS/NO SMOK» ..... ON
ЗАКРЕПИТЬ ВСЕ ВОЗМОЖНОЕ НЕЗАКРЕПЛЕННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ И ВЕЩИ
РЕМНИ БЕЗОПАСНОСТИ, ВКЛЮЧАЯ НАПЛЕЧНЫЕ, ЗАСТЕГНУТЬ
– LDG ELEV ..... УСТАНОВИТЬ “00”
– ЗАДАТЧИК СКОРОСТИ ..... УСТАНОВИТЬ V_{APP}
V_{APP} УСТАНОВИТЬ В ЗАВИСИМОСТИ ОТ КОНФИГУРАЦИИ ЗАХОДА
– Карту контрольных проверок на подходе и на посадке не выполнять

ЗАХОД НА ПОСАДКУ

– РАДИОМАЯК ELT ..... ON
– ШАССИ ..... ВЫПУСТИТЬ
– L И R AIR ..... OFF
– КНОПКА MODE (CAB PRESSURE) ..... ПРОВЕРИТЬ AUTO
– EMERG D-PRESS ..... ON

■ **<u>если двигатели работают:</u>**

– FLAPS ..... FULL

■ **<u>если двигатели не работают:</u>**

– FLAPS ..... FLAP 3

<u>ВНИМАНИЕ</u>
МИНИМАЛЬНАЯ СКОРОСТЬ ДЛЯ РАБОТЫ RAT 120 KT

ПЕРЕД КАСАНИЕМ

ДАТЬ КОМАНДУ В САЛОН: «ПРИГОТОВИТЬСЯ К ПОСАДКЕ»

– ENG MASTER (L+R) ..... OFF

ВЫДЕРЖИВАТЬ МИНИМАЛЬНУЮ СКОРОСТЬ С ДАННОЙ КОНФИГУРАЦИЕЙ

ПОСЛЕ ОСТАНОВКИ

– КНОПКИ ENG FIRE (L+R) И APU FIRE ..... НАЖАТЬ
– КНОПКИ AGENTS 1 (L+R) И APU ..... НАЖАТЬ
– ЭВАКУАЦИЮ ..... НАЧАТЬ

3.10.08 ДЫМ/ТОКСИЧНЫЙ ГАЗ В ОТСЕКАХ

ДЫМ/ТОКСИЧНЫЙ ГАЗ В ОТСЕКАХ

Эта процедура применяется при появлении дыма/токсичного газа из отсека авионики, системы кондиционирования или от оборудования кабины.

LAND ASAP

– ИСТОЧНИК РАСПРОСТРАНЕНИЯ ДЫМА.....ОПРЕДЕЛИТЬ

Рекомендации по определению источника дыма:

— при определённых отказах ENG или APU, запах дыма продуктов горения, топлива, масла, может распространяться от неисправного оборудования через систему отбора и ощущаться в кабине пилотов и/или в салоне.

— при наличии дыма в кабине и при отказе бортового радиоэлектронного оборудования, экипаж может предположить, что дым распространяется от неисправного оборудования и/или электрической проводки.

— при появлении дыма/токсичного дыма из вентиляционных отверстий, экипаж может предположить, что дым распространяется от неисправной электрической проводки или из БГО. Дополнительно может высветиться FIRE в БГО, появится сообщение на EWD. По сообщению на EWD должна быть выполнена соответствующая процедура.

— при наличии сигнализации о появлении дыма в туалетах, высветится табло на пульте пожарной защиты туалетов. Должна быть выполнена соответствующая процедура.

■ **Первоначальные действия при появлении дыма/токсичного газа:**

– КИСЛОРОДНЫЕ МАСКИ..... ПРИМЕНИТЬ, 100%
– ВНУТРЕННЮЮ СВЯЗЬ.....УСТАНОВИТЬ
– SEAT BELTS/NO SMOK .....ON
– КНОПКА MODE (*CAB PRESSURE*) .....ПРОВЕРИТЬ AUTO
– EMERG D-PRESS.....ON
– RECIRC.....OFF
– ЭКСТРЕННОЕ СНИЖЕНИЕ (*ДО FL100 ИЛИ MEA*).....НАЧАТЬ
– GALLEY.....OFF

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ:

В ЛЮБОЕ ВРЕМЯ, КОГДА ДЫМ СТАНОВИТСЯ НАИБОЛЕЕ ОПАСНЫМ, ВЫПОЛНИТЕ ПРОЦЕДУРУ ПО УДАЛЕНИЮ ДЫМА.

■ **Если источник определён и может быть потушен быстро:**

– НЕИСПРАВНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ ..... ИЗОЛИРОВАТЬ
– ПРОЦЕДУРУ ПО УДАЛЕНИЮ ДЫМА..... ВЫПОЛНИТЬ

■ **Если источник не определён и не может быть потушен быстро:**

– ПОСАДКУ НА БЛИЖАЙЩЕМ АЭРОДРОМЕ ..... РАССМОТРЕТЬ
– ПРОЦЕДУРУ ПО УДАЛЕНИЮ ДЫМА..... ВЫПОЛНИТЬ

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ:

ЕСЛИ СИТУАЦИЯ ПО РАСПРОСТРАНЕНИЮ ДЫМА СТАНОВИТСЯ НЕУПРАВЛЯЕМОЙ, РАССМОТРИТЕ ВОПРОС О ВЫПОЛНЕНИИ НЕМЕДЛЕННОЙ ПОСАДКИ.

■ **Если визуально подтверждается, что источник потушен:**

– ПРОЦЕДУРУ ПО УДАЛЕНИЮ ДЫМА..... ВЫПОЛНИТЬ

■ **Если визуально не подтверждается, что источник потушен:**

– ПОСАДКУ НА БЛИЖАЙЩЕМ АЭРОДРОМЕ ..... РАССМОТРЕТЬ

■ **Если посадка неизбежна:**

– РЕКОМЕНДАЦИИ ПО ПОСАДКЕ..... ВЫПОЛНИТЬ

Рассмотреть процедуры:
— выполнение посадки с превышением посадочного веса,
— посадка с попутным ветром,
— посадка на воду,
— посадка вне аэродрома и т.д.

■ **Если рассматривается продолжение полёта при появлении дыма из системы кондиционирования:**

- **Первоначальные действия при появлении дыма из системы кондиционирования:**
  - EMER LT.....ON
  - L AIR .....OFF
- **Если плотность дыма увеличивается:**
  - L AIR .....AUTO
  - R AIR.....OFF
- **Если плотность дыма продолжает увеличиваться:**
  - R AIR.....AUTO
  - ПРОЦЕДУРУ ПО УДАЛЕНИЮ ДЫМА .....ВЫПОЛНИТЬ

■ **Если рассматривается продолжение полёта при появлении дыма от оборудования БРЭО:**

- **Первоначальные действия при появлении дыма от оборудования БРЭО:**
  - EMER LT.....ON
  - GALLEY .....OFF
  - НЕИСПРАВНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ.....ИЗОЛИРОВАТЬ
- **Если плотность дыма велика:**
  - ПРОЦЕДУРУ ПО УДАЛЕНИЮ ДЫМА .....ВЫПОЛНИТЬ

■ **Если плотность дыма увеличивается после выполненных действий:**

- НЕМЕДЛЕННУЮ ПОСАДКУ .....РАССМОТРЕТЬ
- РЕКОМЕНДАЦИИ ПО ПОСАДКЕ.....РАССМОТРЕТЬ
- ПРОЦЕДУРУ ПО УДАЛЕНИЮ ДЫМА .....ВЫПОЛНИТЬ

3.10.09 УДАЛЕНИЕ ДЫМА

УДАЛЕНИЕ ДЫМА

Процедура применяется в условиях густого дыма, токсичных испарений (запахов), или если распространение дыма невозможно остановить.

■ **Первоначальные действия:**

– КИСЛОРОДНЫЕ МАСКИ ..... ПРИМЕНИТЬ, 100%

При задымлении в кабине экипажа, рекомендуется использовать режим EMEG.

– ВНУТРЕННЮЮ СВЯЗЬ .....УСТАНОВИТЬ

Избегайте продолжительное использование внутренней связи, с целью уменьшения помех от кислородной маски.

– SEAT BELTS/NO SMOK .....ON

- **При наличии запаха продуктов горения масла и/или топлива:**
  - L AIR И R AIR .....OFF
- **При отсутствии запаха продуктов горения масла и/или топлива:**
  - L AIR И R AIR .....AUTO
  - КНОПКА MODE (*CAB PRESSURE*).....ПРОВЕРИТЬ AUTO
  - EMERG D-PRESS .....ON
  - RECIRC.....OFF
  - ЭКСТРЕННОЕ СНИЖЕНИЕ (*ДО FL100 ИЛИ MEA*) .....НАЧАТЬ

Снижение рекомендуется выполнять с использованием AP, отключенным A/T, SPEED BRAKE 1/2 FULL.
Увеличение высоты в кабине при снижении с нажатой кнопкой EMERG D-PRESS уменьшает концентрацию дыма.
При появлении CAS сообщений CAB PRESS EXCESS CAB ALT и CAB PRESS HI CAB ALT, процедуры не выполнять.

  - УВД ..... ДОЛОЖИТЬ
  - PASS OXY (*ПРИ НЕОБХОДИМОСТИ*).....ON

■ **На высоте FL100 или MEA:**

– RAM AIR.....ON

- **Если требуется открытие форточки экипажа:**

ВНИМАНИЕ:
НЕ ОТКРЫВАЙТЕ ФОРТОЧКУ, ЕСЛИ ДЫМ НЕ ПРОНИКАЕТ В КАБИНУ ЭКИПАЖА.

  - МАКСИМАЛЬНАЯ СКОРОСТЬ ..... 200 kt
  - ГАРНИТУРЫ ЭКИПАЖА..... ПРИМЕНИТЬ
  - ФОРТОЧКУ.....ОТКРЫТЬ

ВНИМАНИЕ:
В СВЯЗИ С УВЕЛИЧЕНИЕМ ШУМА В КАБИНЕ ПРИ ОТКРЫТОЙ ФОРТОЧКЕ, ОБРАТИТЕ ОСОБОЕ ВНИМАНИЕ НА ВИЗУАЛЬНЫЕ ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ.

3.10.10 ПОСАДКА С НЕВЫПУЩЕННЫМИ ШАССИ

ПОСАДКА С НЕВЫПУЩЕННЫМ ШАССИ

ПОДГОТОВКА

– БОРТПРОВОДНИКОВ ..... ИНФОРМИРОВАТЬ
– УВД..... ДОЛОЖИТЬ

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ:
ПРОИЗВЕСТИ ВЫРАБОТКУ ТОПЛИВА ДО МИНИМАЛЬНОГО ОСТАТКА.

■ **если не выпускается передняя стойка шасси:**

– ЗАДНЮЮ ЦЕНТРОВКУ..... СОЗДАТЬ

■ **если не выпускается одна основная стойка шасси:**

– КРАН X-FEED .....ON

ВЫКЛЮЧИТЬ ТОПЛИВНЫЕ НАСОСЫ НА СТОРОНЕ С ВЫПУЩЕННЫМ ШАССИ

– РАЗБАЛАНСИРОВКУ ТОПЛИВА..... СОЗДАТЬ
– ТАБЛО «SEAT BELTS/NO SMOK» .....ON
– САЛОН И КАБИНУ..... ПОДГОТОВИТЬ

ПОДГОТОВИТЬ АВАРИЙНО-СПАСАТЕЛЬНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ. ЗАКРЕПИТЬ ВСЕ ВОЗМОЖНОЕ НЕЗАКРЕПЛЕННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ И ВЕЩИ. РЕМНИ БЕЗОПАСНОСТИ, ВКЛЮЧАЯ НАПЛЕЧНЫЕ, ЗАСТЕГНУТЬ

ЗАХОД НА ПОСАДКУ

– TAWS ..... ВЫКЛ.
– LDG GEAR LEVER ..... CHECK DOWN
– EMER LT .....ON
– КНОПКА MODE (CAB PRESSURE) ..... ПРОВЕРИТЬ AUTO
– EMERG D-PRESS.....ON
– АВТОМАТИЧЕСКОЕ ТОРМОЖЕНИЕ.....НЕ ИСПОЛЬЗОВАТЬ
– ДОКЛАД ОТ ЭКИПАЖА ..... ПОЛУЧИТЬ

ПЕРЕД ПОСАДКОЙ:

– ДАТЬ КОМАНДУ В САЛОН..... «ПРИГОТОВИТЬСЯ К ПОСАДКЕ»

КАСАНИЕ И ДАЛЬНЕЙШЕЕ ДВИЖЕНИЕ

■ **если не выпускается передняя стойка шасси:**

– ДВИГАТЕЛИ ..... ВЫКЛ.
Выключить двигатели до приземления самолета.

– НОС САМОЛЕТА..... ВЫДЕРЖИВАТЬ ВВЕРХ
После приземления, выдерживать нос самолета вверх, не допуская касания о ВПП до тех пор, пока позволяет эффективность руля высоты. Затем плавно опустить.

– ТОРМОЖЕНИЕ ..... ВЫПОЛНИТЬ
Торможение выполнять с учетом эффективности руля высоты.

■ **если не выпускается одна основная стойка шасси:**

– ДВИГАТЕЛИ ..... ВЫКЛ.
Двигатели выключить до приземления самолета.

– НОС САМОЛЕТА..... ОПУСТИТЬ
– КРЫЛО С НЕВЫПУЩЕННЫМ ШАССИ..... ВВЕРХ
С помощью элеронов, как можно дольше, не опускать крыло с невыпущенным шасси.

– НАПРАВЛЕНИЕ..... ВЫДЕРЖИВАТЬ
Выдерживайте направление на ВПП с помощью руля направления и тормозов.

■ **если не выпускается две основных стойки шасси:**

– ДВИГАТЕЛИ ..... ВЫКЛ.
Двигатели выключить до приземления самолета.

– УГОЛ ТАНГАЖА (*при касании*) ..... 6-8°

КОГДА САМОЛЕТ ОСТАНОВИЛСЯ

– КНОПКИ ENG FIRE (L+R) И APU FIRE ..... НАЖАТЬ
– КНОПКИ AGENTS 1 (L+R) И APU ..... НАЖАТЬ
– ЭВАКУАЦИЮ..... НАЧАТЬ

3.10.11 ПРЕРВАННЫЙ ВЗЛЕТ

ПРЕРВАННЫЙ ВЗЛЕТ

ВВЕДЕНИЕ

Решение о прекращении взлета и действия по остановке самолета предпринимает КВС.
До скорости V_1 КВС держит руку на рычагах управления двигателем независимо от того, является он ПП или нет.
Как только КВС принимает решение о прекращении взлета, он дает команду «Стоп», берет управление на себя и выполняет действия по остановке самолета.
Невозможно перечислить все события, которые могли бы привести к решению о прекращении взлета. Для того чтобы помочь КВС принять решение о прекращении взлета EICAS подавляет предупреждающие сообщения, которые не являются критическими, от скорости 80 kt до высоты 1500 ft или 2 минуты после отрыва, что наступит раньше.
Даже при правильном расчете ситуация при прерванном взлете может ухудшиться по таким причинам как:

- *задержка действий экипажа по остановке самолета;*
- *повреждение колес;*
- *износ тормозных колодок, неправильная работа тормозов или повышенная температура колес;*
- *не использование максимального торможения;*
- *коэффициент сцепления на ВПП ниже расчетного;*
- *ошибка в определении взлетного веса;*
- *не учтено выполнение взлета не от начала ВПП.*

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ РЕВЕРСА

Если эффект торможения недостаточен, применить торможение от педалей, удерживая педали полностью обжатыми до полной остановки.
Не пытаться освободить ВПП, если нет полной уверенности в том, что аварийная эвакуация пассажиров проводиться не будет.

ОТКАЗ ГИДРОСИСТЕМЫ

- *При выполнении прерванного взлета, на скорости ниже 80 kt, если появилось сообщение, вызванное:*
  - *Неисправностью гидросистемы HS1 (HS3) - применять педальное торможение.*
  - *Неисправностью гидросистемы HS2 - направление на ВПП выдерживать, используя руль направления и дифференциальное торможение колёс.*
  - *Неисправностью гидросистем HS1 и HS3 - применять запасное торможение*

ОТКАЗ ФУНКЦИИ ОБЖАТИЯ ШАССИ

При выполнении прерванного взлета на скорости ниже 80 kt, если появилось сообщение L/G WOW FAULT:

- *Выпуск интерцепторов .....вручную*
- *Педальное торможение .....применить*

Направление на ВПП выдерживать используя РН и дифференциальное торможение колёс.

ВАРИАНТЫ ДЕЙСТВИЙ В ЗАВИСИМОСТИ ОТ СКОРОСТИ:

- **На скорости менее 100 kt**

Решение по прекращению взлета принимается КВС в зависимости от обстоятельств. Все случаи, которые могут привести к прекращению взлета, рассмотреть невозможно, но при срабатывании любого предупреждающего сообщения на EICAS КВС должен прекратить взлет.

Примечание:

Скорость 100 kt не является критической, она выбрана, для того чтобы помочь КВС принять решение и избежать прекращения взлета на большой скорости.

- **на скорости более 100 kt и менее V_1**

На скорости более 100 kt и менее V_1 прекращение взлета становится ситуацией, когда для остановки в пределах ВПП необходимо использовать возможности самолета близкие к предельным.

Решение о прекращении взлета должно быть принято только в следующих случаях:

- *Пожар двигателя или APU;*
- *Отказ двигателя;*
- *Разрушение двигателя;*
- *Внезапная потеря мощности двигателя;*
- *Неисправности или условия, при которых безопасное продолжение полета невозможно.*

Решение о прекращении взлета на этом этапе принимается при появлении предупреждающих сообщений EICAS:

- *FIRE ENG L(R) или FIRE APU;*
- *FIRE ENG L(R) OVERHEAT;*
- *ENG L(R) FLAME OUT;*
- *ENG L(R) REV PRESSURIZED;*
- *ENG L(R) FAIL;*
- *ENG L(R) REV UNLOCKED;*
- *ENG L(R) OIL LO PR;*
- *F/CTL L + R ELEVATOR FAULT.*

Вибрация носового колеса не является причиной для прекращения взлета на скорости выше 100 kt.

- **Команда «V_1» является приоритетной по отношению к другим командам на скорости более V_1**

ВЗЛЕТ ДОЛЖЕН БЫТЬ ПРОДОЛЖЕН, ПОСКОЛЬКУ ОСТАВШЕЙСЯ ДЛИНЫ ВПП МОЖЕТ НЕ ХВАТИТЬ ДЛЯ ОСТАНОВКИ САМОЛЕТА.

ПРОЦЕДУРА ПРЕКРАЩЕНИЯ ВЗЛЕТА

- **При принятии решения о прекращении взлета:**

■ **этап 1**

КВС	2/П
КОМАНДА……..…...«СТОП»	ТОРМОЖЕНИЕ……...……..КОНТР
■ **ОДНОВРЕМЕННО:**	REV.....ПОДТВ
THR LEVER.....…..IDL	SPEED BRAKE.....ПРОВЕР
REV…….....……..…MAX	ALERT CANCEL.....НАЖАТЬ
•На скорости 16-10 kt:	УВД.....ИНФОРМ
ПЕДАЛЬНОЕ ТОРМОЖЕНИЕ ПРИМЕНИТЬ	ПОДГОТОВИТЬ ОСЭ ДЛЯ ВЫПОЛНЕНИЯ ПРОЦЕДУРЫ ПО СООБЩЕНИЮ НА EWD

■ **этап 2**

При возникновении пожара самолет необходимо остановить таким образом, чтобы с учетом направления ветра избежать распространения пламени на фюзеляж.

– КВС PARK/ALTN BRAKE.....УСТАНОВИТЬ

Установить PARK/ALTN BRAKE в положение ON после полной остановки самолета.

– КВС PA CALL .«ВНИМАНИЕ! БОРТПРОВОДНИКАМ ЗАНЯТЬ СВОИ МЕСТА!»
  КВС ДАЕТ КОМАНДУ БОРТПРОВОДНИКАМ О ПОДГОТОВКЕ К АВАРИЙНОЙ ЭВАКУАЦИИ ПАССАЖИРОВ И ОДНОВРЕМЕННО ОЦЕНИВАЕТ СИТУАЦИЮ И ПРИНИМАЕТ РЕШЕНИЕ О НЕОБХОДИМОСТИ НАЧАТЬ АВАРИЙНУЮ ЭВАКУАЦИЮ.

– КВС КОМАНДА..... «ПРОЦЕДУРУ ПО СООБЩЕНИЮ НА EWD ВЫПОЛНИТЬ»
  КВС ДАЕТ КОМАНДУ 2/П ВЫПОЛНИТЬ ПРОЦЕДУРЫ ОСЭ ПО СООБЩЕНИЮ НА EWD, КОТОРОЕ ВЫЗВАЛО ПРЕКРАЩЕНИЕ ВЗЛЕТА.

- **Аварийная эвакуация требуется:**

– КВС PA CALL..... «ЭВАКУАЦИЯ ПАССАЖИРОВ»
– КВС КОМАНДА.....«ПРОЦЕДУРУ ПО ОСЭ АВАРИЙНАЯ ЭВАКУАЦИЯ ПАССАЖИРОВ ВЫПОЛНИТЬ»

- **Аварийная эвакуация не требуется:**

– КВС PA CALL.....«СИГНАЛ ГОТОВНОСТИ ОТМЕНЯЕТСЯ»
  КВС сообщает бортпроводникам об отмене сигнала тревоги.

ИНФОРМИРОВАТЬ УВД О ПРЕДПРИНИМАЕМЫХ ДЕЙСТВИЯХ И ЗАПРОСИТЬ О НЕОБХОДИМОЙ ПОМОЩИ

3.10.12 ОТКАЗ ДВИГАТЕЛЯ ПОСЛЕ V_1

ОТКАЗ ДВИГАТЕЛЯ ПОСЛЕ V_1

- Для удержания самолета на осевой линии ВПП необходимо использовать руль направления.
- На скорости V_R плавно начать подъем носового колеса с постоянным темпом увеличения тангажа до значения 10 -11 градусов, удерживая самолет на осевой линии рулем направления.
- Отрыв от ВПП произвести без крена.
- После отрыва пилотировать по FD.
- При положительной вертикальной скорости шасси убрать.
- При возникновении скольжения и крена эффективно использовать РН. Отклонением РН указатель скольжения на PFD установить нейтрально. Для снятия усилий с педалей использовать триммер РН.
- Рассмотреть необходимость использовать АР.
- На высоте не менее 400 ft над аэродромом начать выполнение процедур по EWD сообщению.
- На высоте разгона скорости перевести самолет в горизонтальный полет и разогнать скорость:
  - на скорости F установить FLAPS 1;
  - на скорости S установить FLAPS 0.
- При разгоне до скорости GREEN DOT (наивыгоднейшая скорость набора высоты с одним отказавшим двигателем) продолжить набор высоты, используя МСТ.
- Минимальная скорость набора до высоты разгона скорости равна V_2

3.10.13 ТРЕЩИНА НА СТЕКЛАХ

ТРЕЩИНА НА СТЕКЛАХ/ФОРТОЧКАХ

– ДО ЭШЕЛОНА ПОЛЕТА НЕ БОЛЕЕ FL 100 .....СНИЗИТЬСЯ
– КНОПКА MODE (*CAB PRESSURE*) .....MAN
– ЗАДАТЧИК MAN RATE (*CAB PRESSURE*) ..... КАК ТРЕБУЕТСЯ ИЗБЕГАТЬ ВХОДА В ЗОНУ ОБЛЕДЕНЕНИЯ

■ **<u>На конечном этапе снижения:</u>**

– КНОПКА MODE (*CAB PRESSURE*) .....AUTO

3.10.14 ЗАРЕЗЕРВИРОВАНО

3.10.15 ПОСАДКА СПРЕВЫШЕНИЕМ ПОСАДОЧНОЙ МАССЫ

ПОСАДКА С ПРЕВЫШЕНИЕМ ПОСАДОЧНОЙ МАССЫ

– ПОСАДОЧНАЯ КОНФИГУРАЦИЯ.....ОПРЕДЕЛИТЬ

При планировании посадки с превышением максимальной посадочной массы определить посадочную конфигурацию по графикам «Определение максимальной посадочной массы» (Раздел 4 ЛР) с учетом внешних условий и фактического полетного веса.

– ПОСАДОЧНАЯ ДИСТАНЦИЯ.....УТОЧНИТЬ

– L AIR И R AIR.....OFF

Для получения максимальной располагаемой тяги на случай ухода на второй круг отключить систему кондиционирования воздуха.

■ **<u>На конечном этапе захода:</u>**

– ВЫДЕРЖИВАТЬ СКОРОСТЬ .....V_{REF}

Выдерживать скорость с таким расчетом, чтобы при пролете торца ВПП скорость была уменьшена до V_{LS}.
Приземление произвести с вертикальной скоростью снижения не более 350 ft/min.

■ **<u>После приземления на основные колеса шасси</u>**

– РЕВЕРС ТЯГИ .....УСТАНОВИТЬ «MAX REV»

– SPEED BRAKE..... ПРИМЕНИТЬ

■ **<u>После опускания носового колеса:</u>**

– ТОРМОЗА ..... ПРИМЕНИТЬ

Максимальное торможение можно применить после опускания носового колеса.
Возможно быстрое опускание носового колеса.

3.10.16 РАЗРУШЕНИЕ ПНЕВМАТИКА ПЕРЕДНЕЙ ОПОРЫ ШАССИ

РАЗРУШЕНИЕ ПНЕВМАТИКА ПЕРЕДНЕЙ ОПОРЫ ШАССИ

ХАРАКТЕРИЗУЕТСЯ СИЛЬНЫМ УДАРОМ (МНОГОКРАТНЫМИ УДАРАМИ) В НИЖНЕЙ ЧАСТИ КАБИНЫ ЭКИПАЖА.

■ **<u>На взлете</u>**

- **скорость до 80 kt:**

– ВЗЛЁТ..... ПРЕКРАТИТЬ
– РУЛЕНИЕ ..... ЗАПРЕЩЕНО

Для освобождения ВПП вызвать тягач для буксировки

- **скорость больше 80 kt:**

– ВЗЛЁТ..... ПРОДОЛЖИТЬ
– ШАССИ..... НЕ УБИРАТЬ
– МЕХАНИЗАЦИЮ КРЫЛА ..... НЕ УБИРАТЬ
– УВД..... ДОЛОЖИТЬ

LAND ASAP

3.10.17 АВАРИЙНЫЙ ВЫПУСК ШАССИ

АВАРИЙНЫЙ ВЫПУСК ШАССИ

– МАКСИМАЛЬНАЯ СКОРОСТЬ ПРИ АВАРИЙНОМ ВЫПУСКЕ ШАССИ НЕ БОЛЕЕ .....170 кт

– КНОПКУ–ТАБЛО EMER EXTN .....НАЖАТЬ

НА КНОПКЕ–ТАБЛО EMER EXTN СВЕТИТСЯ НАДПИСЬ DOWN.
ПРИ АВАРИЙНОМ ВЫПУСКЕ ШАССИ РЫЧАГ ВЫПУСКА ШАССИ МОЖЕТ НАХОДИТЬСЯ В ЛЮБОМ ПОЛОЖЕНИИ.

– ИНДИКАЦИЮ ПОЛОЖЕНИЯ ШАССИ.....ПРОВЕРИТЬ

Примечание:

После аварийного выпуска шасси фюзеляжные створки основных опор шасси остаются в открытом положении.

■ **ЕСЛИ ШАССИ ВЫПУСТИЛОСЬ:**

- Во время посадки:
  - АВТОМАТИЧЕСКОЕ ТОРМОЖЕНИЕ ..... НЕ ПРИМЕНЯТЬ
  - ПЕДАЛЬНОЕ ТОРМОЖЕНИЕ .....ВЫПОЛНИТЬ

■ **ЕСЛИ ШАССИ НЕ ВЫПУСТИЛОСЬ:**

– ПРОЦЕДУРУ ПОСАДКА С НЕИСПРАВНЫМ ШАССИ.....ВЫПОЛНИТЬ.

3.10.18 АВАРИЙНАЯ ЭВАКУАЦИЯ

ОБЩИЕ УКАЗАНИЯ

В случае аварийной посадки на сушу (на воду) основной задачей экипажа является обеспечение безопасности пассажиров при приземлении (при приводнении) самолета и эвакуация пассажиров из самолета, а в безлюдной местности — и создание условий для дальнейшего существования до получения внешней помощи (или с оказанием им помощи на воде).

Успешное завершение аварийной эвакуации зависит, прежде всего, от того, насколько каждый член экипажа хорошо знает и выполнит обязанности, предписанные Аварийным расписанием.

В случае, если КВС по состоянию здоровья не может выполнять возложенные на него обязанности, другой член экипажа обязан заменить его в соответствии с установленными правилами.

АВАРИЙНОЕ РАСПИСАНИЕ ЛЕТНОГО ЭКИПАЖА

Основным вариантом аварийной эвакуации летного экипажа из самолета является эвакуация из пассажирской кабины через любой пригодный аварийный выход в соответствии с аварийным расписанием.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ:

ЕСЛИ ПРОХОД В ПАССАЖИРСКУЮ КАБИНУ НЕВОЗМОЖЕН ЭВАКУАЦИЮ ВЫПОЛНЯТЬ ЧЕРЕЗ ФОРТОЧКИ КАБИНЫ ЭКИПАЖА.

■ **Эвакуация через входную (служебную) дверь:**

КВС	– Покидает кабину экипажа с закрепленным за ним аварийно-спасательным оборудованием, убедившись, что все члены летного экипажа эвакуировались из кабины экипажа – Эвакуируется из самолета через любой пригодный для эвакуации аварийный выход – Руководит членами экипажа и пассажирами до прибытия спасателей.
2/П	– Покидает кабину экипажа с закрепленным за ним аварийно-спасательным оборудованием, проходит в пассажирский салон, оказывает помощь кабинному экипажу и пассажирам при эвакуации из самолета, если этого требуют обстоятельства – Эвакуируется из самолета через любой пригодный аварийный выход – На земле оказывает помощь пассажирам и направляет их в безопасное место
Дополнительный член экипажа	– Первым покидает кабину экипажа, проходит в пассажирский салон, оказывает помощь пассажирам при эвакуации из самолета, если этого требуют обстоятельства – Эвакуируется из самолета через любой пригодный аварийный выход

■ Эвакуация через форточку:

Примечание:
Выполняется, если проход в пассажирскую кабину невозможен

КВС	– Покидает кабину экипажа, убедившись, что все члены летного экипажа эвакуировались из кабины экипажа. – Эвакуируется из самолета с закрепленным за ним аварийно-спасательным оборудованием через левую или правую форточку, используя спасательный канат. – Руководит членами экипажа и пассажирами до прибытия спасателей.
2/П	– Эвакуируется из самолета с закрепленным за ним аварийно-спасательным оборудованием через правую или левую форточку, используя спасательный канат. – На земле оказывает помощь пассажирам и направляет их в безопасное место.
Дополнительный член экипажа	– Эвакуируется Из Самолета Через Левую Или Правую Форточку, Используя Спасательный Канат.

■ Закрепленное аварийно спасательное оборудование

КВС	Аварийно-осветительный фонарь, медицинская аптечка.
2/П	Аварийно-осветительный фонарь, радиостанция Р-855А1, топор.

АВАРИЙНОЕ РАСПИСАНИЕ КАБИННОГО ЭКИПАЖА

Аварийная эвакуация кабинного экипажа и пассажиров выполняется из пассажирской кабины через передние и задние входные и служебные двери в соответствии с аварийным расписанием.

Примечание:
Открытие дверей выполняется кабинным экипажем в соответствии с аварийным расписанием в следующей очередности, если внешние условия позволяют, передняя и задняя входные двери, затем передняя и задняя служебные двери

КАБИННЫЙ ЭКИПАЖ	ЗАКРЕПЛЕННЫЙ АВАРИЙНЫЙ ВЫХОД	ЗАКРЕПЛЕННОЕ РАБОЧЕЕ МЕСТО	ЗАКРЕПЛЕННАЯ ЗОНА В ПАССАЖИРСКОЙ КАБИНЕ
СТАРШИЙ Б/П	Передние входная и служебная двери	Откидное кресло в переднем вестибюле при эвакуации пассажиров занять место напротив двери кабины экипажа	От середины пассажирского салона (10 ряда кресел) до переднего вестибюля
Б/П	Задние входная и служебная двери	Откидное кресло в заднем вестибюле при эвакуации пассажиров занять место напротив продольного прохода	От середины пассажирского салона (11 ряда кресел) до заднего вестибюля

Примечание:
При наличии третьего бортпроводника, третий бортпроводник помогает старшему бортпроводнику и открывает переднюю служебную дверь.

■ **Закрепленное аварийно спасательное оборудование**

СТАРШИЙ Б/П	Переносной аварийный радиомаяк, медицинская аптечка, аварийно-осветительный фонарь, электромегафон и НАЗ (если установлен)
Б/П	Медицинская аптечка, аварийно-осветительный фонарь и НАЗ (если установлен)

ВНУТРИСАМОЛЕТНАЯ СВЯЗЬ

1	АВАРИЙНЫЙ ВЫЗОВ		
СВЯЗЬ МЕЖДУ		СПОСОБ СВЯЗИ	ПРИМЕЧАНИЕ
КАБИНА ЭКИПАЖА	ПАСС КАБИНА	КНОПКУ EMER НА ПУЛЬТЕ АСР……НАЖАТЬ или ИСПОЛЬЗУЯ СИСТЕМУ PACIS ПОДАТЬ КОМАНДУ: «СТАРШИЙ БОРТПРОВОДНИК, ПРОЙДИТЕ В КАБИНУ ЭКИПАЖА»	*Старший бортпроводник обязан немедленно пройти в кабину экипажа.*
ПАСС КАБИНА	КАБИНА ЭКИПАЖА	КНОПКУ EMER НА ТЕРМИНАЛЕ СВЯЗИ БОРТПРОВОДНИКОВ...НАЖАТЬ	*Любой член кабинного экипажа может выполнить аварийный вызов. Летный экипаж обязан ответить.*

2	АВАРИЙНОЕ СООБЩЕНИЕ		
СВЯЗЬ МЕЖДУ		СПОСОБ СВЯЗИ	ПРИМЕЧАНИЕ
КАБИНА ЭКИПАЖА	ПАСС КАБИНА	ИСПОЛЬЗУЯ СИСТЕМУ PACIS ПОДАТЬ КОМАНДУ: «ВНИМАНИЕ ЭКИПАЖ! ЗАНЯТЬ РАБОЧИЕ МЕСТА»	*Летный экипаж информирует кабинный экипаж, о том, что, возможно, вскоре потребуется аварийная эвакуация. Кабинный экипаж обязан занять рабочие места, определенные аварийным расписанием, и пристегнуть привязные ремни.*

3	ОПОВЕЩЕНИЕ ПАССАЖИРОВ		
СВЯЗЬ МЕЖДУ		СПОСОБ СВЯЗИ	ПРИМЕЧАНИЕ
КАБИНА ЭКИПАЖА	ПАСС КАБИНА	ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЬ NO SMOK……ON КНОПКА-ТАБЛО SEAT BELTS …..НАЖАТЬ ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЬ EMER LT……ON ИСПОЛЬЗУЯ СИСТЕМУ PACIS ОБРАЩЕНИЕ К ПАССАЖИРАМ ……ВЫПОЛНИТЬ *Смотри ЛР 3.10.18 стр. 14*	*Учитывая психологические особенности, летный экипаж обязан первым информировать пассажиров о намерении выполнить аварийную посадку.*
СТАРШИЙ Б/П	КАБИНА ЭКИПАЖА	ОСВЕЩЕНИЕ ПАССАЖИРСКОЙ КАБИНЫ НА ПОЛНУЮ ЯРКОСТЬ…….ВКЛЮЧИТЬ ИСПОЛЬЗУЯ СИСТЕМУ PACIS ПАССАЖИРОВ ПРОИНФОРМИРОВАТЬ *Смотри ЛР 3.10.18 стр. 14*	*Старший бортпроводник информирует пассажиров о действиях, которые следует выполнить при подготовке к аварийной посадке и эвакуации, особое внимание обращая на действия, связанные с командами: «ПРИГОТОВИТЬСЯ К АВАРИЙНОЙ ПОСАДКЕ»; «ВНИМАНИЕ! ПОСАДКА»; «ЭВАКУАЦИЯ ПАССАЖИРОВ».*

4	ЗАВЕРШЕНИЕ ПОДГОТОВКИ К АВАРИЙНОЙ ПОСАДКЕ		
СВЯЗЬ МЕЖДУ		СПОСОБ СВЯЗИ	ПРИМЕЧАНИЕ
КАБИНА ЭКИПАЖА	ПАСС КАБИНА	ИСПОЛЬЗУЯ СИСТЕМУ PACIS ПОДАТЬ КОМАНДУ: «ЗАВЕРШИТЬ ПОДГОТОВКУ К АВАРИЙНОЙ ПОСАДКЕ»	*Летный экипаж подает эту команду незадолго до выполнения аварийной посадки.*

5	ПОСАДКА		
СВЯЗЬ МЕЖДУ		СПОСОБ СВЯЗИ	ПРИМЕЧАНИЕ
КАБИНА ЭКИПАЖА	ПАСС КАБИНА	ИСПОЛЬЗУЯ СИСТЕМУ PACIS ПОДАТЬ КОМАНДУ: «ВНИМАНИЕ! ПОСАДКА»	*Летный экипаж подает эту команду не позднее, чем за 1 мин до выполнения посадки.*

6	НАЧАЛО ЭВАКУАЦИИ		
СВЯЗЬ МЕЖДУ		СПОСОБ СВЯЗИ	ПРИМЕЧАНИЕ
КАБИНА ЭКИПАЖА	ПАСС КАБИНА	ИСПОЛЬЗУЯ СИСТЕМУ PACIS ПОДАТЬ КОМАНДУ: «ЭВАКУАЦИЯ ПАССАЖИРОВ»	*Летный экипаж подает команду начать немедленную эвакуацию пассажиров, кабинный экипаж направляет пассажиров к аварийным выходам.*
ПАСС КАБИНА	КАБИНА ЭКИПАЖА И ПАСС КАБИНА	ИСПОЛЬЗУЯ СИСТЕМУ PACIS ИЛИ ЭЛЕКТРОМЕГАФОН ПОДАТЬ КОМАНДУ: «ЭВАКУАЦИЯ ПАССАЖИРОВ»	*Кабинный экипаж подает команду немедленно начать эвакуацию пассажиров в случае, если такую команду не подал летный экипаж и достоверно известно, что выполнить эвакуацию необходимо.*
ПАСС КАБИНА	ПАСС КАБИНА	ИСПОЛЬЗУЯ СИСТЕМУ PACIS ИЛИ ЭЛЕКТРОМЕГАФОН ИЛИ ГРОМКИМ ГОЛОСОМ	*Кабинный экипаж встает в проходе подает команды: «РАСТЕГНУТЬ ПРИВЯЗНЫЕ РЕМНИ», «ВЕЩИ НЕ БРАТЬ», «ПРОЙДИТЕ К ВЫХОДУ», «СЛЕДУЙТЕ СЮДА».*

7	ЭВАКУАЦИЯ НЕ ТРЕБУЕТСЯ		
СВЯЗЬ МЕЖДУ		СПОСОБ СВЯЗИ	ПРИМЕЧАНИЕ
КАБИНА ЭКИПАЖА	ПАСС КАБИНА	ИСПОЛЬЗУЯ СИСТЕМУ PACIS ПОДАТЬ КОМАНДУ: «ОСТАВАТЬСЯ НА СВОИХ МЕСТАХ»	*После оценки ситуации, если КВС считает, что эвакуация не требуется и он гарантирует безопасность пассажиров, летный экипаж немедленно сообщает об этом..*

ЭВАКУАЦИЯ ЭКИПАЖА И ПАССАЖИРОВ НА СУШЕ

Процедуры для летного экипажа:

– летный экипаж информирует кабинный экипаж о причинах вынужденной посадки и устанавливает план действий;

– летный экипаж использует систему PACIS для подачи команд, таких как «ЭВАКУАЦИЯ ПАССАЖИРОВ».

- **По команде «ВНИМАНИЕ! ПОСАДКА»**

– РУЧКУ СТОПОРЕНИЯ РЕМНЕЙ В ПОЛОЖЕНИЕ РУЧНОГО СТОПОРЕНИЯ .. ..УСТАНОВИТЬ

Примечание:

Кресло дополнительного члена экипажа не оборудовано системой ручного стопорения ремней, стопорение выполняется автоматическим инерционным механизмом

■ **Процедуры для кабинного экипажа**

Когда кабинный экипаж получает команду начать эвакуацию пассажиров, каждый член кабинного экипажа должен действовать в соответствии со следующими процедурами:

– ПОДАТЬ КОМАНДУ ..... «РАСТЕГНУТЬ ПРИВЯЗНЫЕ РЕМНИ»

– ВНЕШНИЕ УСЛОВИЯ ..... ОЦЕНИТЬ

ПЕРЕД ОТКРЫТИЕМ ДВЕРИ ЧЕРЕЗ СМОТРОВОЕ ОКНО ИЛИ БЛИЖАЙШИЙ К ДВЕРИ ИЛЛЮМИНАТОР УБЕДИТЬСЯ В ОТСУТСТВИИ СИЛЬНОГО ЗАДЫМЛЕНИЯ, ОТКРЫТОГО ОГНЯ И ДРУГИХ ПРЕПЯТСТВИЙ В ЗОНЕ ЭВАКУАЦИИ.

- **если зона эвакуации безопасна:**

– ПОДАТЬ КОМАНДУ СТАРШЕМУ Б/П И Б/П.....ДВЕРИ ОТКРЫТЬ

Открыть входную и сервисную двери. Повернуть внутреннюю ручку вверх до упора и толкнуть дверь

Примечание:

Перед открытием двери убедиться, что ручка селектора аварийного трапа находится в положении ARMED (Режим аварийного открытия двери и выброса аварийного надувного трапа).

Если дверь не открылась автоматически, открыть дверь вручную, толкая дверь наружу вперед до постановки на фиксаторы открытого положения.

- если аварийный трап не раскрылся:
  - РУЧКУ PULL..... ВЫТЯНУТЬ
  - ВЫТЯНУТЬ РУЧКУ РУЧНОГО ВКЛЮЧЕНИЯ НАДДУВА ТРАПА. НА НАПОЛНЕНИЕ АВАРИЙНОГО ТРАПА И НА УСТАНОВКУ ТРАПА В РАБОЧЕЕ ПОЛОЖЕНИЕ ТРЕБУЕТСЯ НЕ БОЛЕЕ 10 с
  - ПОДАТЬ КОМАНДУ.....«СЛЕДУЙТЕ СЮДА»
  - ПОДАТЬ КОМАНДУ.....«ПОКИНУТЬ САМОЛЕТ»
  - ЭВАКУАЦИЮ ПАССАЖИРОВ .....УСКОРИТЬ

- если аварийный трап становится неработоспособным:
  - ЭВАКУАЦИЮ ПАССАЖИРОВ ..... ПРЕКРАТИТЬ
  - ПАССАЖИРОВ К ДРУГОМУ АВАРИЙНОМУ ВЫХОДУ ..... НАПРАВИТЬ
  - ЗАКРЕПЛЕННУЮ ЗОНУ ..... ОСМОТРЕТЬ

ПЕРЕД ЭВАКУАЦИЕЙ КАБИННЫЙ ЭКИПАЖ ОБЯЗАН ПРОВЕРИТЬ ЗАКРЕПЛЕННУЮ АВАРИЙНЫМ РАСПИСАНИЕМ ЗОНУ В ПАССАЖИРСКОЙ КАБИНЕ И УБЕДИТЬСЯ, ЧТО ВСЕ ПАССАЖИРЫ ЭВАКУИРОВАЛИСЬ

  - КАБИННОМУ ЭКИПАЖУ .....ЭВАКУИРОВАТЬСЯ

ЭВАКУАЦИЯ АВАРИЙНО-СПАСАТЕЛЬНОГО ОБОРУДОВАНИЯ ВЫПОЛНЯЕТСЯ КАБИННЫМ ЭКИПАЖЕМ В СООТВЕТСТВИИ С АВАРИЙНЫМ РАСПИСАНИЕМ.

  - ПАССАЖИРОВ В БЕЗОПАСНОЕ МЕСТО..... НАПРАВИТЬ

- **если зона эвакуации небезопасна:**

– ДВЕРЬ..... НЕ ОТКРЫВАТЬ
– ПАССАЖИРОВ К ДРУГОМУ АВАРИЙНОМУ ВЫХОДУ ..... НАПРАВИТЬ

ЭВАКУАЦИЯ ЛЕТНОГО ЭКИПАЖА ЧЕРЕЗ ФОРТОЧКУ

ОТКРЫТИЕ ФОРТОЧКИ

Перед открытием форточки убедиться в отсутствии сильного задымления, открытого огня и других препятствий в зоне эвакуации.

– КНОПКУ ФИКСАЦИИ .....НАЖАТЬ И УДЕРЖИВАТЬ
НА РУЧКЕ УПРАВЛЕНИЯ КНОПКУ ФИКСАЦИИ УДЕРЖИВАТЬ В НАЖАТОМ СОСТОЯНИИ ДО ПОЛНОГО ОТКРЫТИЯ ФОРТОЧКИ

РУЧКУ УПРАВЛЕНИЯ ПОВЕРНУТЬ НА СЕБЯ И ТЯНУТЬ НАЗАД
ФОРТОЧКА СХОДИТ С ЗАМКОВ И ПОВОРАЧИВАЕТСЯ ВНУТРЬ КАБИНЫ ОТНОСИТЕЛЬНО ПЕРЕДНЕЙ ОПОРЫ ДЛЯ ДАЛЬНЕЙШЕГО ПЕРЕМЕЩЕНИЯ НАЗАД. ПЕРЕМЕСТИТЬ ФОРТОЧКУ НАЗАД ДО УПОРА И ОТПУСТИТЬ КНОПКУ ФИКСАЦИИ.

– ВНЕШНИЕ УСЛОВИЯ..... ОЦЕНИТЬ
УБЕДИТЬСЯ В ОТСУТСТВИИ СИЛЬНОГО ЗАДЫМЛЕНИЯ, ОТКРЫТОГО ОГНЯ И ДРУГИХ ПРЕПЯТСТВИЙ В ЗОНЕ ЭВАКУАЦИИ. В ТЕМНОЕ ВРЕМЯ СУТОК ИСПОЛЬЗОВАТЬ АВАРИЙНО-ОСВЕТИТЕЛЬНЫЙ ФОНАРЬ.

■ **Эвакуация с использованием спасательного каната**

– КРЕСЛО ПИЛОТА В КРАЙНЕМ ЗАДНЕМ ПОЛОЖЕНИИ .... ЗАФИКСИРОВАТЬ
– ПОДЛОКОТНИКИ КРЕСЛА.....ПОДНЯТЬ ВВЕРХ
– КРЫШКУ НИШИ РАЗМЕЩЕНИЯ КАНАТА.....ОТКРЫТЬ
– БУХТУ КАНАТА ..... РАЗМОТАТЬ
РАЗМОТАТЬ БУХТУ КАНАТА И ВЫБРОСИТЬ СВОБОДНЫЙ КОНЕЦ КАНАТА В ОТКРЫТЫЙ ПРОЕМ ФОРТОЧКИ.

– *Взяться правой рукой за канат;
– Развернуться спиной к форточке;
– Удерживаясь за канат обеими руками на уровне груди, сесть на нижнюю часть переплета фонаря;
– *Перенести левую ногу через проем форточки наружу
– *Взяться левой рукой за канат ниже переплета фонаря, наклонить туловище горизонтально вдоль нижней кромки проема форточки;
– *Взяться правой рукой за нижнюю часть переплета фонаря, перенести правую ногу через проем форточки наружу
– *Взяться правой рукой за канат ниже левой руки
– Перебирая канат руками, спуститься на землю.

Примечание:
** Действия пилота приведены при эвакуации через правую форточку, действия пилота при эвакуации через левую форточку симметричны (зеркально отражены) действиям пилота через правую форточку.*
Примечание:
При эвакуации через левую форточку, в начале спуска, соблюдать осторожность, опасаясь получить травму о резервный датчик полного давления.

ЭВАКУАЦИЯ ЭКИПАЖА И ПАССАЖИРОВ НА ВОДЕ

ПРОЦЕДУРЫ ДЛЯ ЛЕТНОГО ЭКИПАЖА

■ **По команде «ПРИГОТОВИТЬСЯ К АВАРИЙНОЙ ПОСАДКЕ»**

– СПАСАТЕЛЬНЫЙ ЖИЛЕТ.....НАДЕТЬ

■ **По команде «ВНИМАНИЕ! ПОСАДКА»**

– РУЧКУ СТОПОРЕНИЯ РЕМНЕЙ В ПОЛОЖЕНИЕ РУЧНОГО СТОПОРЕНИЯ .. ..УСТАНОВИТЬ

Примечание:

Кресло инспектора не оборудовано системой ручного стопорения ремней, стопорение осуществляется автоматическим инерционным механизмом

ПРОЦЕДУРЫ ДЛЯ КАБИННОГО ЭКИПАЖА

Каждый член кабинного экипажа должен действовать в соответствии со следующими процедурами:

■ **По команде «ПРИГОТОВИТЬСЯ К АВАРИЙНОЙ ПОСАДКЕ»**

– ПОДАТЬ КОМАНДУ .....«НАДЕНЬТЕ СПАСАТЕЛЬНЫЕ ЖИЛЕТЫ»

Спасательные жилеты приводить в действие только в момент прохождения аварийного выхода

– СПАСАТЕЛЬНЫЙ ЖИЛЕТ.....НАДЕТЬ

– ПОДАТЬ КОМАНДУ ..... «ЗАСТЕГНУТЬ ПРИВЯЗНЫЕ РЕМНИ»

■ **По команде «ЭВАКУАЦИЯ ПАССАЖИРОВ»**

– ПОДАТЬ КОМАНДУ ..... «РАСТЕГНУТЬ ПРИВЯЗНЫЕ РЕМНИ»

– РУЧКУ СЕЛЕКТОРА АВАРИЙНОГО ТРАПА В ПОЛОЖЕНИЕ DISARMED.....УСТАНОВИТЬ

Режим открытия двери без выброса аварийного надувного трапа

– ДВЕРЬ.....ОТКРЫТЬ

Для эвакуации рекомендуется использовать аварийные выходы, расположенные с подветренной стороны.

– ЭВАКУАЦИЮ ПАССАЖИРОВ В ВОДУ.....ВЫПОЛНИТЬ

– ЗАКРЕПЛЕННУЮ ЗОНУ ..... ОСМОТРЕТЬ

Перед эвакуацией кабинный экипаж обязан проверить закрепленную Аварийным расписанием зону в пассажирской кабине и убедиться, что все пассажиры эвакуировались.

- при наличии времени:

  В качестве вспомогательных плавсредств могут использоваться аварийные надувные трапы, расположенные на аварийных выходах.

  – ПЛАВАЮЩИХ У ДВЕРИ В ЦЕЛЯХ БЕЗОПАСНОСТИ ..... УДАЛИТЬ
  – ДВЕРЬ ..... ЗАКРЫТЬ

ручку селектора аварийного трапа в положение ARMED .....УСТАНОВИТЬ

Режим аварийного открытия двери и выброса аварийного надувного трапа

  – ДВЕРЬ .....ОТКРЫТЬ

- **если аварийный трап не раскрылся:**

  – РУЧКУ PULL ..... ВЫТЯНУТЬ

  Вытянуть ручку ручного включения наддува трап. На наполнение аварийного трапа и на установку трапа в рабочее положение требуется не более 10 с.

  – ШВАРТОВОЧНЫЙ ТРОС .....ВЫПУСТИТЬ

  Для выпуска швартовочного троса потяните за выпускной шнур, прикрепленный к швартовочному тросу, на краю трапа

  – ТРАП ОТ САМОЛЕТА.....ОТСОЕДИНИТЬ

  Для отсоединения трапа от самолета откидной клапан выходной площадки трапа поднять и рукоятку отсоединения выходной площадки трапа вытянуть. Трап отплывает от самолета на расстояние длины швартовочного троса приблизительно на 20 ft (6,1 м).

  – ТРАП ОТ САМОЛЕТА ..... ОТШВАРТОВАТЬ

  Чтобы отшвартовать трап от самолета потяните отстыковочный шнур, закрепленный на швартовочном тросе в торцевой части трапа.

  – КАБИННОМУ ЭКИПАЖУ .....ЭВАКУИРОВАТЬСЯ

Эвакуация аварийно-спасательного оборудования выполняется кабинным экипажем в соответствии с Аварийным расписанием.

ФИКСИРОВАННЫЕ ПОЗЫ ПРИ АВАРИЙНОЙ ПОСАДКЕ

Ст. бортпроводник
третий бортпроводник

Бортпроводник

ТИПОВОЙ ТЕКСТ ОБРАЩЕНИЯ К ПАССАЖИРАМ

Внимание!

Говорит командир воздушного судна.

Самолет неисправен, возможна аварийная посадка (Через ___ минут наш самолет из-за неисправности выполнит аварийную посадку на воду).

На борту имеется необходимое аварийно-спасательное оборудование (спасательные жилеты, для детей).

Мы предупредили наземные спасательные службы, и они принимают необходимые меры.

Сохраняйте полное спокойствие, оставайтесь на своих местах, точно выполняйте все указания членов экипажа.

ТИПОВОЙ ТЕКСТ ИНФОРМАЦИИ ДЛЯ ПАССАЖИРОВ

Внимание!

Перед аварийной посадкой (посадкой на воду) по команде «ПРИГОТОВИТЬСЯ К АВАРИЙНОЙ ПОСАДКЕ» вы должны:

- снять очки, зубные протезы, вынуть из карманов острые предметы, авторучки, ножи, зажигалки
- снять обувь на высоких каблуках
- расстегнуть воротник и ослабить галстук, а также тесную и стягивающую одежду
- надеть спасательный жилет и не надувать его в самолете. Порядок надевания спасательного жилета, детского спасательного жилета и приведение в действие детского спасательного плотика указан в Инструкции по безопасности, которая находится в спинке кресла
- поставить в вертикальное положение спинку кресла и проверить, застегнуты ли привязные ремни

За несколько секунд до посадки мы подадим команду: «ВНИМАНИЕ! ПОСАДКА»

В этом момент вы должны:

- принять фиксированную позу
- оставаться в этом положении до полной остановки самолета

По команде «ЭВАКУАЦИЯ ПАССАЖИРОВ» вы должны:

- расстегнуть привязные ремни и покинуть самолет, следуя указаниям членов экипажа
- сохранять спокойствие и выполнять все подаваемые команды
- пользоваться только тем выходом, который будет указан. При задымлении салона Вам необходимо передвигаться к аварийному выходу так, чтобы органы дыхания находились ниже уровня задымления (полусогнувшись или на четвереньках), руководствуясь напольной маркировкой пути эвакуации.

Благодарю за внимание.

3.10.19 ПРОПАДАНИЕ ИНДИКАЦИИ НА DU

ПРОПАДАНИЕ ИНДИКАЦИИ НА DU

■ **Пропадание индикации на EWD**

– EWD ..... OFF / ON

Примечание:

Индикация EWD автоматически перейдет на CAPT MFD.

- **если индикация на EWD не восстановлена:**
  - EWD НА RCP .....НАЖАТЬ

ДЛЯ ПЕРЕВОДА ИНДИКАЦИИ EWD НА CAPT MFD ИЛИ F/O MFD, НАЖМИТЕ СООТВЕТСТВУЮЩУЮ КНОПКУ EWD НА RCP.

Примечание:

Если EWD автоматически не перешёл на дисплей CAPT MFD, переключить индикацию EWD на индикатор непилотирующего пилота.

■ **Пропадание индикации на CAPT (F/O) PFD**

– CAPT (F/O) PFD..... OFF / ON

Примечание:

Индикация дисплея CAPT PFD автоматически перейдет на дисплей CAPT MFD.

- **если индикация на PFD не восстановлена:**
  - PFD/ND НА RCP .....НАЖАТЬ

ДЛЯ ПЕРЕВОДА ИНДИКАЦИИ CAPT (F/O) PFD НА CAPT (F/O) MFD, НАЖМИТЕ СООТВЕТСТВУЮЩУЮ КНОПКУ PFD/ND НА RCP.

■ **Пропадание индикации на всех DU:**

– AP, A/T и навигационные данные MCDU остаются пригодными и могут быть использованы.

– Пилотирование осуществлять по резервному прибору IESI и STBY COMPASS.

– DU могут автоматически восстановить индикацию через 40 с.

- если индикация на всех DU не восстановлена:
  - IESI ..... ИСПОЛЬЗОВАТЬ
  - MCDU ..... ИСПОЛЬЗОВАТЬ
  - СИНАЛИЗАЦИЮ НА ПУЛЬТАХ .....КОНТРОЛИРОВАТЬ
- заход на посадку:
  - ЗАХОД..... ПСП
  - ВЫПУСК FLAPS.....КОНТРОЛЬ ВИЗУАЛЬНЫЙ
  - ВЫПУСК ШАССИ.....КОНТР. ПО РЕЗЕР. ИНДИК.

3.10.20 СИГНАЛИЗАЦИЯ НА PFD

СИГНАЛИЗАЦИЯ НА PFD

■ **CHECK ATT**

– ПОКАЗАНИЯ PFD1, PFD2, IESI.....СРАВНИТЬ
– IRS (*ОТКАЗАВШУЮ*).....ОПРЕДЕЛИТЬ

- если отказала IRS1 или IRS2:
  - ATT/HDG (RCP) .....CAPT 3 ИЛИ F/O 3
  - IRS (*ОТКАЗАВШУЮ*).....OFF
- при отказе IESI:
  - ATT/HDG (RCP) ..... F/O3 ЗАТЕМ CAPT3

В НАЧАЛЕ СРАВНИТЬ ПОКАЗАНИЯ PFD1 С PFD2, ЗАТЕМ PFD2 С PFD1 И ОПРЕДЕЛИТЬ ОТКАЗАВШУЮ IRS.

  - ATT/HDG (RCP) .....CAPT3 ИЛИ F/O3
  - IRS (*ОТКАЗАВШУЮ*).....OFF

■ **ATT (HDG) FAIL**

- если отказала IRS1 или IRS2:
  - ATT/HDG (RCP) .....CAPT3 ИЛИ F/O3
  - IRS (*ОТКАЗАВШУЮ*).....OFF

■ **CHECK ALT, CHECK CAS**

– ПОКАЗАНИЯ PFD1, PFD2, IESI.....СРАВНИТЬ
– ADS (*ОТКАЗАВШУЮ*) .....ОПРЕДЕЛИТЬ

- если отказала ADS1 или ADS2:
  - AIR DATA (RCP).....CAPT3 ИЛИ F/O3
  - ADS (*ОТКАЗАВШУЮ*) .....OFF
- при отказе IESI:
  - AIR DATA (RCP)..... F/O3 ЗАТЕМ CAPT3

В НАЧАЛЕ СРАВНИТЬ ПОКАЗАНИЯ PFD1 С PFD2, ЗАТЕМ PFD2 С PFD1 И ОПРЕДЕЛИТЬ ОТКАЗАВШУЮ ADS.

  - AIR DATA (RCP).....CAPT3 ИЛИ F/O3
  - ADS (*ОТКАЗАВШУЮ*) .....OFF

Примечание:
При отказе ADS1, автопилот использует значение высоты от ADS1 до момента её отключения.

■ **(ALT)(CAS)(AOA) FAIL**

- если отказала ADS1 или ADS2:
  - AIR DATA (RCP).....САРТ3 ИЛИ F/O3
  - ADS (*ОТКАЗАВШУЮ*) .....OFF

■ **VS FAIL**

– ПОКАЗАНИЯ PFD1, PFD2, IESI.....СРАВНИТЬ
– НЕДОСТОВЕРНУЮ ИНФОРМАЦИЮ .....НЕ ИСПОЛЬЗОВАТЬ

■ **CHECK HDG**

– ПОКАЗАНИЯ КУРСА НА PFD1, PFD2, STBY COMPASS .....СРАВНИТЬ
– IRS (*ОТКАЗАВШУЮ*).....ОПРЕДЕЛИТЬ

- если отказала IRS1 или IRS2:
  - ATT/HDG (RCP) .....САРТ3 ИЛИ F/O3
  - IRS (*ОТКАЗАВШУЮ*).....OFF

3.10.21 СИСТЕМА КОНДИЦИОНИРОВАРИЯ ВОЗДУХА

AIR R+L FAULT

ОТКАЗ ЛЕВОЙ + ПРАВОЙ ЛИНИИ ОТБОРА ВОЗДУХА

– КНОПКА-ТАБЛО L AIR И R AIR ..... OFF
– СНИЖЕНИЕ ДО FL100 ИЛИ MEA (*ЧТО ВЫШЕ*) ..... НАЧАТЬ
– КИСЛОРОДНЫЕ МАСКИ ..... НАДЕТЬ
– КОНТРОЛИРОВАТЬ «ВЫСОТУ» В КАБИНЕ

- **на высоте FL100:**
  – RAM AIR ..... ON
- **При понижении температуры воздуха в кабинах ниже 10º C**
  – RAM AIR ..... OFF

AIR L (R) AIR FAULT

ОТКАЗ ЛЕВОЙ (ПРАВОЙ) ЛИНИИ ОТБОРА ВОЗДУХА

– КНОПКА-ТАБЛО L (R) AIR ..... OFF
– СНИЖЕНИЕ ДО FL 250 ..... ВЫПОЛНИТЬ

AIR L (R) PACK FAULT

ОТКАЗ ЛЕВОЙ (ПРАВОЙ) СИСТЕМЫ КОНДИЦИОНИРОВАНИЯ

– АВТОМАТИЧЕСКОЕ ЗАКРЫТИЕ L (R) PACK ..... ПРОВЕРИТЬ
– СНИЖЕНИЕ ДО FL 250 ..... ВЫПОЛНИТЬ

AIR R+L PACK FAULT

ОТКАЗ ЛЕВОЙ И ПРАВОЙ СИСТЕМЫ КОНДИЦИОНИРОВАНИЯ

– СНИЖЕНИЕ ДО FL100 ИЛИ MEA (ЧТО ВЫШЕ) .....НАЧАТЬ
– КИСЛОРОДНЫЕ МАСКИ .....НАДЕТЬ
КОНТРОЛИРОВАТЬ «ВЫСОТУ» В КАБИНЕ

- **на высоте FL100:**

– RAM AIR.....ON

- **При понижении температуры воздуха в кабинах ниже 10º C**

– RAM AIR.....OFF

AIR RECIRC FAULT

Отказ рециркуляции
– КНОПКА-ТАБЛО RECIRC .....OFF

AIR L E-BAY COOL FAULT

ОТКАЗ ОХЛАЖДЕНИЯ АВИОНИКИ ЛЕВОГО БОРТА

LAND ASAP

Произвести посадку в течение 60 мин.

AIR FWD E-BAY COOL FAULT

ОТКАЗ ОХЛАЖДЕНИЯ ПЕРЕДНЕГО ОТСЕКА АВИОНИКИ

- **если на мнемокадре AIR надпись AEV оранжевого цвета:**

LAND ASAP

- **если на мнемокадре AIR надпись AEV зеленого цвета:**

– МАКСИМАЛЬНАЯ ВЫСОТА ПОЛЁТА .....FL 250
Повысить контроль за работой системы охлаждения авионики.

AIR AFT E-BAY OVHT

ПЕРЕГРЕВ ЗАДНЕГО ОТСЕКА АВИОНИКИ

– КНОПКА-ТАБЛО RECIRC .....ПРОВЕРИТЬ ON

LAND ASAP

Если сообщению не предшествовало сообщение AIR AFT E-BAY COOL FAULT, надпись AFT FAN и рамка индикатора RECIRC на мнемокадре AIR – зеленого цвета, сообщение игнорировать.

AIR FWD E-BAY OVHT

ПЕРЕГРЕВ ПЕРЕДНЕГО ОТСЕКА АВИОНИКИ

LAND ASAP

Если сообщению не предшествовало сообщение AIR FWD E-BAY COOL FAULT, надписи и FWD FAN на мнемокадре AIR – зеленого цвета, а надпись AEV не индицируется, сообщение игнорировать.

CAB PRESS ALT LMTR FAULT

ОТКАЗ ОГРАНИЧЕНИЯ CAB ALT ПРИ ПОЛЕТЕ НА ВЫСОТАХ БОЛЕЕ 25000 ft

УСИЛИТЬ КОНТРОЛЬ ЗА ВЫСОТОЙ В КАБИНЕ

CAB PRESS A-MODE FAULT

ОТКАЗ АВТОМАТИЧЕСКОГО РЕЖИМА СИСТЕМЫ РЕГУЛИРОВАНИЯ ДАВЛЕНИЯ В КАБИНЕ

– КНОПКА-ТАБЛО MODE ..... MAN

Давлением управлять вручную с помощью задатчика MAN RATE удерживая значения ΔP, CAB ALT и RATE в зелёном диапазоне. При полёте на эшелоне установить значения давления в кабине в соответствии с таблицей.

Высота полёта	FL90	FL120	FL150	FL180	FL210	FL240
CAB ALT, ft	980	1260	1740	2160	2630	3100

Высота полёта	FL270	FL300	FL330	FL360	FL400
CAB ALT, ft	3640	4400	5380	6560	7550

- При снижении в случае индикации клапана OFV оранжевым цветом на FL 100
  - КНОПКА ТАБЛО L AIR + R AIR ..... OFF
  - RAM AIR ..... ON

CAB PRESS HI ΔP

ВЫСОКИЙ ПЕРЕПАД ДАВЛЕНИЯ

– ВЕРТИКАЛЬНУЮ СКОРОСТЬ НАБОРА..... УМЕНЬШИТЬ

- если сообщение не пропало:
  - КНОПКА-ТАБЛО MODE..... MAN

Высоту в кабине увеличить вручную с помощью задатчика MAN RATE и индикатора CAB ALT до выхода стрелки индикатора ΔP из красного сектора.

- если сообщение не пропало:
  - НА БЕЗОПАСНУЮ ВЫСОТУ (*до выхода стрелки индикатора ΔP из красного сектора)* .....СНИЗИТЬСЯ

CAB PRESS NEG ΔP

ОТРИЦАТЕЛЬНЫЙ ПЕРЕПАД ДАВЛЕНИЯ

– ВЕРТИКАЛЬНУЮ СКОРОСТЬ СНИЖЕНИЯ ..... УМЕНЬШИТЬ

- если сообщение не пропало:
  - НИЖЕ FL140 КНОПКА-ТАБЛО EMERG D-PRESS .....ON

CAB PRESS HI CAB ALT

ПОВЫШЕННОЕ ЗНАЧЕНИЕ CAB ALT

- **В полёте**

– КНОПКА MODE ..... MAN

Высоту в кабине уменьшить вручную с помощью задатчика MAN RATE с обеспечением значения CAB ALT в зелёном секторе.

При невозможности – занять FL 100 или MEA (что выше).

- **При посадке на высокогорном аэродроме**

ДЕЙСТВИЙ НЕ ТРЕБУЕТСЯ

CAB PRESS EXCESS CAB ALT

ЧРЕЗМЕРНО ВЫСОКОЕ ЗНАЧЕНИЕ CAB ALT

- **на высотах более FL100:**

– ЭКСТРЕННОЕ СНИЖЕНИЕ ДО FL 100/MEA (*ЧТО ВЫШЕ*) ..... ВЫПОЛНИТЬ

CAB PRESS NO LAND ELEV

ПРЕВЫШЕНИЕ АЭРОДРОМА ПОСАДКИ НЕ ВЫБРАНО

– КНОПКА-ТАБЛО LDG ELEV ..... MAN
– LDG ELEV ЗАДАТЧИКОМ ..... УСТАНОВИТЬ

3.10.22 АВТОМАТИЧЕСКОЕ УПРАВЛЕНИЕ ПОЛЕТОМ

AP OFF

ОТКЛЮЧЕНИЕ АР КНОПКОЙ SS PRIOR / AP OFF НА РУЧКЕ SS ИЛИ КНОПКОЙ АР НА FCP

– НА РУЧНОЕ УПРАВЛЕНИЕ САМОЛЁТОМ .....ПЕРЕЙТИ

AUTO FLT AP OFF

ОТКАЗ АР ИЛИ ОТКЛЮЧЕНИЕ АР ОТ FBWCS ИЛИ ПЕРЕСИЛИВАНИЕ АР

– НА РУЧНОЕ УПРАВЛЕНИЕ САМОЛЁТОМ .....ПЕРЕЙТИ

A/T OFF

ОТКЛЮЧЕНИЕ A/T КНОПКОЙ A/T DISC ИЛИ КНОПКОЙ A/T НА FCP

– НА РУЧНОЕ УПРАВЛЕНИЕ РУД.....ПЕРЕЙТИ

AUTO FLT A/T OFF

ОТКАЗ A/T ИЛИ ПЕРЕСИЛИВАНИЕ РУД

– НА РУЧНОЕ УПРАВЛЕНИЕ РУД.....ПЕРЕЙТИ

AUTO FLT LEFT (RIGHT) A/T OFF

ОТКАЗ A/T ИЛИ ПЕРЕСИЛИВАНИЕ ЛЕВОГО (ПРАВОГО) РУД

– НА РУЧНОЕ УПРАВЛЕНИЕ ЛЕВЫМ (ПРАВЫМ) РУД .....ПЕРЕЙТИ

AUTO FLT AP FAULT

ОТКАЗ ФУНКЦИИ АР

– НА РУЧНОЕ УПРАВЛЕНИЕ САМОЛЁТОМ .....ПЕРЕЙТИ

AUTO FLT A/T FAULT

ОТКАЗ ФУНКЦИИ A/T

– НА РУЧНОЕ УПРАВЛЕНИЕ РУД.....ПЕРЕЙТИ

AUTO FLT LEFT (RIGHT) A/T FAULT

ОТКАЗ ФУНКЦИИ ЛЕВОГО (ПРАВОГО) A/T

– НА РУЧНОЕ УПРАВЛЕНИЕ ЛЕВЫМ (ПРАВЫМ) РУД .....ПЕРЕЙТИ

ЗВУКОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ “TRIPLE CLICK”

■ **при заходе на посадку по ILS**

Отказ режима «Заход на посадку» с переходом в режим FPA/TRK и (или) снижение возможностей бортового оборудования по категории захода на посадку.

Примечание:

При снижении возможностей бортового оборудования выдаётся сообщение AUTO FLT APPROACH 2 FAULT и (или) AUTO FLT APPROACH 1 FAULT

- На высоте менее 1000 ft
  - ПРИ ОТСУТСТВИИ ВИЗУАЛЬНОГО КОНТАКТА С ВПП УХОД НА ВТОРОЙ КРУГ ..... ВЫПОЛНИТЬ
- На высоте более 1000 ft
  - РЕШЕНИЕ О ПРОДОЛЖЕНИИ ЗАХОДА ПО APP I И УСТАНОВИТЬ ВЫСОТУ ПРИНЯТИЯ РЕШЕНИЯ 200 ft..... ПРИНЯТЬ

3.10.23 СВЯЗНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

COM VHF 1(2)(3) FAULT

ОТКАЗ РАДИОСТАНЦИИ VHF 1(2)(3)

– VHF 1(2)(3).....НЕ ИСПОЛЬЗОВАТЬ

COM VHF 1(2)(3) EMITTING

«ЗАЛИПАНИЕ» КНОПКИ РАДИО (PTT НА БРУ, МИКРОФОНЕ, АСР)

– НЕРАБОТОСПОСОБНЫЙ PTT .....ОПРЕДЕЛИТЬ
– АСР ОТКАЗАВШЕГО PTT НА ПЕРЕДАЧУ.....НЕ ИСПОЛЬЗОВАТЬ

COM RMP 1+2 FAULT

ОТКАЗ RMP 1+2

– RMP 1 И 2 .....OFF
– FMS ДЛЯ НАСТРОЙКИ РСО ..... ИСПОЛЬЗОВАТЬ

COM AUDIO SYS FAULT

ОТКАЗ БЛОКА УСИЛЕНИЯ И КОММУТАЦИИ RCAU.

– NORMAL / BACKUP КВС И 2/П..... BACKUP
– INT / RAD НА АСР .....НЕ ИСПОЛЬЗОВАТЬ

Примечание:
КВС использует VHF1, 2/П использует VHF2.

COM CAPT (FO) AUDIO FAULT

ОТКАЗ RCAU КВС (2/П)

– NORMAL / BACKUP КВС (2/П)..... BACKUP
– INT / RAD НА АСР КВС (2/П) .....НЕ ИСПОЛЬЗОВАТЬ

Примечание:
КВС использует VHF1, 2/П использует VHF2

3.10.24 СИСТЕМА ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЯ

ELEC L(R) GEN DRIVE FAULT

ОТКАЗ ЛЕВОГО (ПРАВОГО) ПРИВОД-ГЕНЕРАТОРА

– ПРИВОД-ГЕНЕРАТОР (ОТКАЗАВШИЙ).....OFF
– GEN (ОТКАЗАВШЕГО ПРИВОД-ГЕНЕРАТОРА) .....OFF

ВНИМАНИЕ:
ПОТРЕБИТЕЛИ 3-ЕЙ КАТЕГОРИИ ОТКЛЮЧАЮТСЯ
ПОВТОРНОЕ ПОДКЛЮЧЕНИЕ ПРИВОД - ГЕНЕРАТОРА В ПОЛЕТЕ НЕВОЗМОЖНО

■ **если запуск APU /подключение APU GEN возможно:**

– BAT3, 4 .....ПРОВЕРИТЬ
– HA FL < 370 ПРОЦЕДУРУ «ЗАПУСК APU В ПОЛЁТЕ» .....ВЫПОЛНИТЬ
– APU GEN .....ПРОВЕРИТЬ ON

ПОЛЕТ ВЫПОЛНЯТЬ ПО ПЛАНУ БЕЗ ОГРАНИЧЕНИЙ ПО ВЫСОТЕ ПОЛЕТА

Работа потребителей 3-й категории автоматически восстанавливается при подключении генератора APU.

■ **если запуск APU/подключение APU GEN невозможно:**

LAND ASAP

ELEC L(R) GEN FAULT

ОТКАЗ ЛЕВОГО (ПРАВОГО) ГЕНЕРАТОРА

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

ПРИ ОДНОВРЕМЕННОМ ВЫВОДЕ НА EWD CAS-СООБЩЕНИЙ **ELEC L(R) GEN FAULT** И **ELEC L (R) AC BUS FAULT** ДЕЙСТВИЯ ВЫПОЛНЯТЬ ПО СООБЩЕНИЮ **ELEC L (R) AC BUS FAULT**

– GEN (ОТКАЗАВШИЙ)..... OFF ЗАТЕМ ON

Убедиться, что на кнопке-табло GEN (отказавшего) надписи FAULT и OFF не светятся. Контролируйте включение GEN на мнемокадре ELEC

- Если действие неудачно:

– GEN (ОТКАЗАВШИЙ) .....OFF

ВНИМАНИЕ:
ПОТРЕБИТЕЛИ 3-ЕЙ КАТЕГОРИИ ОТКЛЮЧАЮТСЯ

- **если запуск APU/подключение APU GEN возможно:**
  - BAT3, 4 .....ПРОВЕРИТЬ
  - НА FL < 370 ПРОЦЕДУРУ «ЗАПУСК APU В ПОЛЁТЕ» .....ВЫПОЛНИТЬ
  - APU GEN .....ПРОВЕРИТЬ ON
  - ПОЛЕТ ПО ПЛАНУ ..... ПРОДОЛЖИТЬ

  Работа потребителей 3-й категории автоматически восстанавливается при подключении генератора APU.
- **если запуск APU/подключение APU GEN невозможно:**

LAND ASAP

ELEC APU GEN FAULT

ОТКАЗ ГЕНЕРАТОРА APU

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

ПРИ ОДНОВРЕМЕННОМ ВЫВОДЕ НА EWD CAS-СООБЩЕНИЙ **ELEC APU GEN FAULT** И **ELEC L (R) AC BUS FAULT** ДЕЙСТВИЯ ВЫПОЛНЯТЬ ПО СООБЩЕНИЮ **ELEC L (R) AC BUS FAULT**

– APU GEN..... OFF ЗАТЕМ ON

- Если действие неудачно:
  - APU GEN .....OFF

ELEC BAT1(2) (3) (4) OVHT

ПЕРЕГРЕВ АККУМУЛЯТОРНОЙ БАТАРЕИ 1 (2) (3) (4)

BAT 1 (2) (3) (4) ..... OFF

ELEC DC BUS ON BAT

ПОЛЕТ НА АККУМУЛЯТОРНЫХ БАТАРЕЯХ

– CHRONO ..... ВКЛ

ВНИМАНИЕ:
ИНФОРМАЦИЯ НА EWD ПОЯВЛЯЕТСЯ ДО ПОДКЛЮЧЕНИЯ ГЕНЕРАТОРА RAT ИЛИ ГЕНЕРАТОРА APU

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

ПРИ ОДНОВРЕМЕННОМ ВЫВОДЕ НА ЭКРАНЕ EWD CAS-СООБЩЕНИЙ **ELEC DC BUS ON BAT** И **ELEC EMER CONFIG** ВЫПОЛНИТЬ ДЕЙСТВИЯ ПО СООБЩЕНИЮ **ELEC EMER CONFIG**

- **При неподключении хотя бы одного генератора**

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ:

МАКСИМАЛЬНОЕ ВРЕМЯ ПОЛЕТА НА АККУМУЛЯТОРНЫХ БАТАРЕЯХ 30 МИНУТ.

– BAT1, 2, 3, 4 ..... ПРОВЕРИТЬ ON

- **если запуск APU/подключение APU GEN возможно:**

– НА FL < 370 ПРОЦЕДУРУ «ЗАПУСК APU В ПОЛЁТЕ» ..... ВЫПОЛНИТЬ
– APU GEN ..... ПРОВЕРИТЬ ON

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ:

ОДНОКРАТНЫЙ ЗАПУСК APU СОКРАЩАЕТ ВРЕМЯ ПОЛЁТА НА АККУМУЛЯТОРНЫХ БАТАРЕЯХ НА 3 МИН.

LAND ASAP

ВНИМАНИЕ:
ПОТРЕБИТЕЛИ 3-ЕЙ КАТЕГОРИИ ОТКЛЮЧЕНЫ

- **если запуск APU/подключение APU GEN невозможно:**

– EMER LT ..... ON
– ELEC2B ..... OFF

- **на высоте < 22 000 ft**

  – L, R PUMP AUX ..... OFF

LAND ASAP

ВНИМАНИЕ:
ПОТРЕБИТЕЛИ 2 И 3-ЕЙ КАТЕГОРИИ ОТКЛЮЧЕНЫ

ELEC CATEGORY 3 SHED

ОТКЛЮЧЕНЫ ПОТРЕБИТЕЛИ 3-ЕЙ КАТЕГОРИИ

ДЕЙСТВИЯ В СОТВЕТСТВИИ С СИГНАЛИЗАЦИЕЙ ПЕРВИЧНОГО ОТКАЗА СИСТЕМЫ ELEC

ELEC CATEGORY 2+3 SHED

ОТКЛЮЧЕНЫ ПОТРЕБИТЕЛИ 2 И 3-ЕЙ КАТЕГОРИИ

ДЕЙСТВИЯ В СОТВЕТСТВИИ С СИГНАЛИЗАЦИЕЙ ПЕРВИЧНОГО ОТКАЗА СИСТЕМЫ ELEC

ELEC L GEN OVRCURRENT

ОТКАЗ (ПЕРЕГРУЗКА) ЛЕВЫХ ОСНОВНЫХ И АВАРИЙНЫХ ШИН ПЕРЕМЕННОГО ТОКА

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

ПРИ ОДНОВРЕМЕННОМ ВЫВОДЕ CAS-СООБЩЕНИЙ **ELEC L GEN OVERCURRENT** И **ELEC L AC BUS FAULT** ДЕЙСТВОВАТЬ ПО СООБЩЕНИЮ **ELEC L AC BUS FAULT**

– L GEN .....OFF
– A/T .....OFF
– L PUMP ADDT .....ON
– КОНТРОЛИРОВАТЬ ПАРАМЕТРЫ РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЕЙ
– КНОПКА-ТАБЛО RECIRC .....OFF
– ЗАХОД.....CAT1

■ **если запуск APU/подключение APU GEN возможно:**

– BAT3, 4 .....ПРОВЕРИТЬ
– HA FL < 370 ПРОЦЕДУРУ «ЗАПУСК APU В ПОЛЁТЕ» .....ВЫПОЛНИТЬ
– APU GEN .....ПРОВЕРИТЬ ON

Примечание:

APU GEN не подключится при работающем R GEN, оставаясь в резерве

- **через 5 минут после возникновения ситуации:**

– L GEN ..... ON

- **если действие неудачно:**

– L GEN.....OFF

LAND ASAP

СТАТУС	ВЛИЯНИЕ НА СИСТЕМЫ
• **использование AT невозможно** • **уменьшение скорости перемещения стабилизатора** • **уменьшение скорости перемещения предкрылков** • **уменьшение скорости перемещения закрылков** – **ЗАХОД……CAT1**	• **ELEC** • **HYD** • **AIR** • **F/CTL** • **FUEL**

ОТКАЗАВШИЕ СИСТЕМЫ С ИНДИКАЦИЕЙ НА ДИСПЛЕЕ EWD

AUTO FLT • **A/T OFF**	**ENG** • **L/ R VIB DET**	**FUEL** • **L PMP MAIN LO PR**
A-ICE • **ICE DET** • **WING/ WING AUTO** • **L WINDSHIELD** • **L WINDOW** • **ADS 1+3 TAT HT**	**F/CTL** • **STAB DEGRADED** • **ASYM THR PROT LOST** • **FLAPS LO SPEED** • **SLATS LO SPEED**	**NAV** • **RA 1**

ДРУГИЕ ОТКАЗАВШИЕ СИСТЕМЫ

• **TRU 1** • **ELEC 2A** • **ELEC 3** • **RECIRC**	• **стеклоочиститель левый** • **ADS HTR 1+3L**	• **LAVATORY 1+2** • **GALLEY 1** • **Оборудование пассажирской кабины**

ELEC R GEN OVRCURRENT

ОТКАЗ (ПЕРЕГРУЗКА) ПРАВЫХ ОСНОВНЫХ И АВАРИЙНЫХ ШИН ПЕРЕМЕННОГО ТОКА

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

ПРИ ОДНОВРЕМЕННОМ ВЫВОДЕ CAS-СООБЩЕНИЙ **ELEC R GEN OVERCURRENT** И **ELEC R AC BUS FAULT** ДЕЙСТВОВАТЬ ПО СООБЩЕНИЮ **ELEC R AC BUS FAULT**

- R GEN .....OFF
- R PUMP ADDT .....ON
- КНОПКА-ТАБЛО RECIRC .....OFF
- ILS1/ VOR1 .....ВЫБРАТЬ/НАСТРОИТЬ
- AIR DATA (RCP) F/O3
- ЗАХОД НА ПОСАДКУ CAT1
  - **если запуск APU/подключение APU GEN возможно:**
    - BAT3, 4 .....ПРОВЕРИТЬ
    - НА FL < 370 ПРОЦЕДУРУ «ЗАПУСК APU В ПОЛЁТЕ» .....ВЫПОЛНИТЬ
    - APU GEN .....ПРОВЕРИТЬ ON

Примечание:
APU GEN не подключится при работающем L GEN, оставаясь в резерве.

- **через 5 минут после возникновения ситуации:**
  - R GEN .....ON
    - **если действие неудачно:**
      - R GEN.....OFF

LAND ASAP

СТАТУС	ВЛИЯНИЕ НА СИСТЕМЫ
• уменьшение скорости перемещения стабилизатора • уменьшение скорости перемещения предкрылков • уменьшение скорости перемещения закрылков	• ELEC • HYD • AIR • F/CTL • FUEL

ОТКАЗАВШИЕ СИСТЕМЫ С ИНДИКАЦИЕЙ НА ДИСПЛЕЕ EWD

A-ICE • ICE DET • WING / WING AUTO • R WINDSHIELD • R WINDOW	**NAV** • RA 2 • ILS 2 • VOR 2 • GPS2 • ADS2 DATA DEGRADED	**FCTL** • FLAPS LO SPEED • SLATS LO SPEED • STAB DEGRADED • ASYM THR PROT LOST
•	**SWS** • SPD STALL WARN DEGRD	**ENG** • R REV
AIR • AFT E-BAY COOL	**FUEL** • R PMP MAIN LO PR	

ДРУГИЕ ОТКАЗАВШИЕ СИСТЕМЫ

• ELEC 1 • RECIRC	• стеклоочиститель правый • ADS HTR 2/ 3R • Приемник многорежимный 2	• GALLEY 2/4 • Оборудование пассажирской кабины • LAVATORY 1/ 2

ELEC L(R) GEN OVERLOAD

ПЕРЕГРУЗКА ЛЕВОГО (ПРАВОГО) ГЕНЕРАТОРА

– GALLEY.....OFF
– МНЕМОКАДР ELEC .....ВЫЗВАТЬ

- если перегрузка сохраняется:
  - L(R) PUMP AUX .....ON
  - L(R) PUMP MAIN.....OFF
  - L(R) PUMP ADDT.....OFF
- если L(R) PUMP MAIN - OFF:
  - L(R) PUMP AUX .....ON
  - НАГРУЗКУ ГЕНЕРАТОРОВ ПО СТРАНИЦЕ ELEC...КОНТРОЛИРОВАТЬ

ELEC APU GEN OVERLOAD

ПЕРЕГРУЗКА ГЕНЕРАТОРА APU

– GALLEY.....OFF
– МНЕМОКАДР ELEC .....ВЫЗВАТЬ
ДАЛЬНЕЙШИЕ ДЕЙСТВИЯ ВЫПОЛНЯТЬ НА БОРТУ (L ИЛИ R), К КОТОРОМУ ПОДКЛЮЧЕН APU GEN

- если перегрузка сохраняется:
  - L(R) PUMP AUX .....ON
  - L(R) PUMP MAIN.....OFF
  - R(L) PUMP ADDT.....OFF
- если R(L) PUMP MAIN — OFF:
  - L(R) PUMP AUX .....ON
  - НАГРУЗКУ ГЕНЕРАТОРОВ ПО СТРАНИЦЕ ELEC...КОНТРОЛИРОВАТЬ

ELEC L AC BUS FAULT

ОТКАЗ ЛЕВЫХ ОСНОВНЫХ И АВАРИЙНЫХ ШИН ПЕРЕМЕННОГО ТОКА

LAND ASAP

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

ПРИ ОДНОВРЕМЕННОМ ВЫВОДЕ НА ЭКРАНЕ EWD CAS-СООБЩЕНИЙ **ELEC L AC BUS FAULT** И **ELEC L DC ESS BUS FAULT** ДЕЙСТВИЯ ВЫПОЛНЯТЬ ПО СООБЩЕНИЮ **ELEC L DC ESS BUS FAULT**

– L GEN ..... OFF ЗАТЕМ ON

- **если действие неудачно:**

– L GEN ..... OFF
– A/T .....OFF
– ПАРАМЕТРЫ РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЕЙ .....КОНТРОЛИРОВАТЬ
– L PUMP ADDT ..... ON
– RECIRC .....OFF
– ЗАХОД.....CAT1

- **если запуск APU/подключение APU GEN возможно:**

  – BAT3, 4 .....ПРОВЕРИТЬ
  – НА FL < 370 ПРОЦЕДУРУ «ЗАПУСК APU В ПОЛЁТЕ».....ВЫПОЛНИТЬ
  – APU GEN ..... ПРОВЕРИТЬ ON

Примечание:
APU GEN не подключится при работающем R GEN, оставаясь в резерве.

СТАТУС	ВЛИЯНИЕ НА СИСТЕМЫ
• **использование A/T невозможно** • **уменьшение скорости перемещения стабилизатора** • **уменьшение скорости перемещения предкрылков** • **уменьшение скорости перемещения закрылков** – **ЗАХОД……CAT1**	• **ELEC** • **HYD** • **AIR** • **F/CTL** • **FUEL** • **ENG**

ОТКАЗАВШИЕ СИСТЕМЫ С ИНДИКАЦИЕЙ НА ДИСПЛЕЕ EWD

AUTO FLT • **A/T OFF**	**ENG** • **L/ R VIB DET**	**FUEL** • **L PMP MAIN LO PR**
A-ICE • **ICE DET** • **WING/ WING AUTO** • **L WINDSHIELD** • **L WINDOW** • **WING LO POWER**	**F/CTL** • **STAB DEGRADED** • **ASYM THR PROT LOST** • **FLAPS LO SPEED** • **SLATS LO SPEED**	**NAV** • **RA 1**
ELEC • **L GEN** • **TRU**	**HYD** • **HS2 ELEC2A**	

ДРУГИЕ ОТКАЗАВШИЕ СИСТЕМЫ

• **ELEC 3** • **RECIRC**	• **стеклоочиститель левый** • **ADS HTR 1+3L**	• **GALLEY 1** • **Оборудование пассажирской кабины** • **Lavatory 1+2**

ELEC R AC BUS FAULT

ОТКАЗ ПРАВЫХ ОСНОВНЫХ И АВАРИЙНЫХ ШИН ПЕРЕМЕННОГО ТОКА

LAND ASAP

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

ПРИ ОДНОВРЕМЕННОМ ВЫВОДЕ НА ЭКРАНЕ EWD CAS-СООБЩЕНИЙ **ELEC R AC BUS FAULT** И **ELEC R DC ESS BUS FAULT** ДЕЙСТВИЯ ВЫПОЛНЯТЬ ПО СООБЩЕНИЮ **ELEC R DC ESS BUS FAULT**

– R GEN ..... OFF ЗАТЕМ ON

- если действие неудачно:
  - R GEN..... OFF
  - R PUMP ADDT .....ON
  - RECIRC .....OFF
  - AIR DATA (RCP).....F/O3
  - ILS1/ VOR1 .....ВЫБРАТЬ/НАСТРОИТЬ
  - ЗАХОД НА ПОСАДКУ.....CAT1

■ **если запуск APU/подключение APU GEN возможно**

- BAT3, 4 .....ПРОВЕРИТЬ
- НА FL <370 ПРОЦЕДУРУ «ЗАПУСК APU В ПОЛЁТЕ» .....ВЫПОЛНИТЬ
- APU GEN .....ПРОВЕРИТЬ ON

Примечание:
APU GEN не подключится при работающем L GEN, оставаясь в резерве.

СТАТУС	ВЛИЯНИЕНА СИСТЕМЫ
• уменьшение скорости перемещения • стабилизатора • уменьшение скорости перемещения предкрылков • уменьшение скорости перемещения • закрылков • заход на посадку CAT1	• ELEC • HYD • AIR • F/CTL • FUEL • ENG

ОТКАЗАВШИЕ СИСТЕМЫ С ИНДИКАЦИЕЙ НА ДИСПЛЕЕ EWD

A-ICE

- ICE DET
- WING / WING AUTO
- R WINDSHIELD
- R WINDOW
- ADS2 TAT HTR
- ADS1+3 TAT HTR

ELEC

- R GEN
- CATEGORY 3 SHED
- TRU

NAV

- RA 2
- ILS 2
- VOR 2
- GPS2
- ADS2 DATA DEGRADED

AIR

- AFT E-BAY COOL

FCTL

- FLAPS LO SPEED
- SLATS LO SPEED
- STAB DEGRADED
- ASYM THR PR T LOST

FUEL

- R PMP MAIN LO PR

ДРУГИЕ ОТКАЗАВШИЕ СИСТЕМЫ

- ELEC 1
- RECIRC
- Стеклоочиститель правый
- ADS HTR 2+3R
- Приемник многорежимный2
- Оборудование пассажирской кабины LAVATORY 1+ 2
- GALLEY 2+4

ELEC L DC BUS FAULT

ОТКАЗ ЛЕВЫХ ОСНОВНЫХ ШИН ПОСТОЯННОГО ТОКА

Отключены AT, FMS2

– КНОПКА-ТАБЛО L AIR .....OFF/ПРОВЕРИТЬ OFF
– МАКСИМАЛЬНАЯ ВЫСОТА ПОЛЁТА .....FL 250
– НА РУЧНОЕ УПРАВЛЕНИЕ РУД.....ПЕРЕЙТИ
– FMS (RCP) ....BOTH 1
– WINDOW PROBE MAN.....ON

- **Если сообщение ADS 2 PROBES HTR сохраняется:**

  – WINDOW PROBE MAN .....OFF
  – AIR DATA F/O3

  ADS 3 обеспечивает данными PFD2 и ND2.

  – VHF1/ 2/ HF 2 ..... ИСПОЛЬЗОВАТЬ
  – ЗАХОД НА ПОСАДКУ CAT1

СТАТУС	ВЛИЯНИЕ НА СИСТЕМЫ
• отключение A/T • FMS2 • потеря резервирования AP • потеря обогрева ADS2 • максимальная высота полета FL250 • заход на посадку CAT1	• ELEC • HYD • AIR • F/CTL • FUEL • ENG

СИСТЕМЫ С ИНДИКАЦИЕЙ НА ДИСПЛЕЕ EWD

AIR	AUTO FLT	NAV
• L AIR	• SYS2 • A/T OFF	• DME 1 • FMS 2
A-ICE	**COM**	**SURV**
• WING • ADS 2 TAT HTR • ADS 2 PROBES HTR	• HF 1 • VHF 3	• TCAS • TAWS • TERR • WXR

ДРУГИЕ СИСТЕМЫ

- **Выпускной клапан 1**
- **Регулятор давления 1**
- **Блок защиты двигателя от раскрутки 2A**
- **ACP 3**
- **FCP2**
- **READ LT**
- **TABLE LT**
- **RWY LT L**
- **WING LT L**
- **RAT HTR**
- **стеклоочиститель левый**
- **Часть индивидуального освещения в кабине экипажа**
- **LAVATORY 1+2**
- **GALLEY 1**
- **Оборудование пассажирской кабины**

ЛОЖНЫЕ ТЕКСТОВЫЕ СООБЩЕНИЯ НА ДИСПЛЕЕ EWD

Примечание:
Выполнение действий по процедурам, перечисленным ниже, не требуется

DOORS*

Примечание:
**Все сообщения по системе*

ELEC R DC BUS FAULT

ОТКАЗ ПРАВЫХ ОСНОВНЫХ ШИН ПОСТОЯННОГО ТОКА

Отключение MFD/ PFD второго пилота,

– КНОПКА-ТАБЛО R AIR .....OFF/ПРОВЕРИТЬ OFF
– МАКСИМАЛЬНАЯ ВЫСОТА ПОЛЁТА .....FL 250
– ЗАХОД.....CAT 2

СТАТУС

- **отключение MFD+PFD 2/П, встроенного подсвета пультов**
- **потеря резервирования АР**
- **отказ ADS2**
- **заход на посадку CAT2**
- **максимальная высота полета FL250**

ВЛИЯНИЕ НА СИСТЕМЫ

- **ELEC**
- **HYD**
- **AIR**
- **F/CTL**
- **FUEL**
- **ENG**

ОТКАЗАВШИЕ СИСТЕМЫ С ИНДИКАЦИЕЙ НА ДИСПЛЕЕ EWD

AIR

- **R AIR**

AUTO FLT

- **SYS 2**

A-ICE

- **R WINDSHIELD**
- **R WINDOW**

CDS

- **F/O PFD**
- **F/O MFD**

COM

- **HF 2**
- **VHF 2**
- **RMP 2**

FWS

- **FWS 2**

NAV

- **ADS 2**
- **ADF 2**
- **DME 2**

SWS

- **SPD STALL WARN DEGRD**

ОТКАЗАВШИЕ ДРУГИЕ СИСТЕМЫ

- **XPDR 2**
- **Канал 2А блока защиты двигателя от раскрутки**
- **стеклоочиститель**
- **правый**
- **ADS2 HTR**
- **RWY LT RIGHT**
- **WING LT RIGHT**
- **TAXI LT**
- **Часть индивидуального освещения в кабине экипажа**
- **Замок двери кабины экипажа GALLEY 4**
- **RUD PED ADJ**

ЛОЖНЫЕ ТЕКСТОВЫЕ СООБЩЕНИЯ НА ДИСПЛЕЕ EWD

Примечание:
Выполнение действий по процедурам, перечисленным ниже, не требуется

DOORS*

Примечание:
**Все сообщения по системе*

ЛОЖНАЯ ИНДИКАЦИЯ НА МНЕМОКАДРЕ

AIR*

Примечание:
**Символы AFT FAN и GV индицируются желтым цветом*

ELEC L DC ESS BUS FAULT

ОТКАЗ ЛЕВЫХ ОСНОВНЫХ И АВАРИЙНЫХ ШИН ПОСТОЯННОГО ТОКА

Отключение AP, AT, FMS2
Отключение MFD+ PFD KBC, на EWD недостоверная информация

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

ПРИ ОДНОВРЕМЕННОМ ВЫВОДЕ НА ЭКРАНЕ EWD CAS-СООБЩЕНИЙ **ELEC L AC BUS FAULT** И **ELEC L DC ESS BUS FAULT** ДЕЙСТВИЯ ВЫПОЛНЯТЬ ПО СООБЩЕНИЮ **ELEC L DC ESS BUS FAULT**

– НА РУЧНОЕ УПРАВЛЕНИЕ САМОЛЕТОМ .....ПЕРЕЙТИ
– МАКСИМАЛЬНАЯ ВЫСОТА ПОЛЁТА .....FL 250
– EMER LT .....ON
– F/O MFD DU .....EWD
– L PUMP ADDT .....ON
– КНОПКА-ТАБЛО L AIR .....OFF/ПРОВЕРИТЬ OFF
– FMS (RCP) ....BOTH 1
– ADS 2+IESI ..... ИСПОЛЬЗОВАТЬ
– VHF2+ HF2+ XPDR 2..... ИСПОЛЬЗОВАТЬ
– (CAPT) ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЬ «NRMAL/BACKUP» ..... BACKUP
– ГИДРОСИСТЕМА HS1,HS2, HS3 .....ПОВЫШЕННОЕ ВНИМАНИЕ
– ELEC1 (ПЕРЕД ВЫПУСКОМ ШАССИ).....ON
– ЗАХОД.НА ПОСАДКУ ПО ПСП .....ВЫПОЛНИТЬ
LAND ASAP

СТАТУС

- отказ AP, A/T, FMS2, ADS 1+3
- отключение PFD+MFD КВС
- на EWD-недостоверная информация
- перенастройка радиостанции HF1 невозможна
- отказ T2CAS
- отказ контроллера ГС1 (ELEC 1 в ручном режиме)
- автоматический выпуск RAT неработоспособен
- отказ индикации параметров левого двигателя
- отказ индикации ПОС ВЗ левого двигателя
- аварийный выпуск шасси неработоспособен
- отказ половины тормозов
- заход на посадку по CAT1 невозможен

ВЛИЯНИЕ НА СИСТЕМЫ

- ELEC
- HYD
- AIR
- F/CTL
- FUEL
- ENG

Отказавшие системы с индикацией на дисплее EWD

A-ICE

- L WINDSHIELD
- L WINDOW
- ADS 3PROBES HTR
- ADS1+3 TAT HTR
- STBY PROBES HTR

COM

- CAPT/ OBS AUDIO
- RMP 1
- VHF 1/ 3
- HF 1

HYD

- HS1 CONTROLLER
- HS2 LO PR
- (H>22000 ft)
- HS2 ELEC2A

AIR

- L AIR

CDS

- CAPT MFD/ PFD
- EWD

NAV

- ADS 1
- ADS 3 DEGRADED
- DME 1
- VOR 1
- ADF 1
- ILS 1
- GPS 1
- FMS 2

AUTO FLT

- A/T OFF
- AP OFF
- SYSTEM
- APPROACH 1

FUEL

- L ENG LO PR

AVNCS

FCTL

SURV

- **DEGRADED**
- **SSCVR**
- **DCA1**

BRAKE

- **DEGRADED**
- **TEMP DET FAULT**

SWS

- **SPD STALL WARN**

- **ALFA/G PROT**
- **ASIM THR PROT LOST**

FWS

- **FWS 1**

- **XPDR 1**
- **TCAS**
- **TAWS**
- **TERR**
- **WXR**

ДРУГИЕ ОТКАЗАВШИЕ СИСТЕМЫ

- **RSU1**
- **ACP1+3**
- **AUX L**
- **EMER EXTN**
- **METRIC ALT**
- **TARGET ALT**
- **ECP1**
- **L DRIVE DISC**
- **RAT AUTO DEPL**
- **BAT1+3**
- **WINDOW HEAT L**
- **стеклоочиститель**
- **левый**
- **внешнее СТО левого борта**
- **Часть индивидуального освещения в кабине экипажа**
- **Потолочное освещение в кабине экипажа**
- **Часть освещения пассажирской кабины**

ЛОЖНЫЕ ТЕКСТОВЫЕ СООБЩЕНИЯ НА ДИСПЛЕЕ EWD

Примечание:
Выполнение действий по процедурам, перечисленным ниже, не требуется

DOORS*	**ELEC L AC BUS**

Примечание:
**Все сообщения по системе*

ELEC R DC ESS BUS FAULT

ОТКАЗ ПРАВЫХ ОСНОВНЫХ И АВАРИЙНЫХ ШИН ПОСТОЯННОГО ТОКА

ОТКЛЮЧЕНИЕ AP,AT, FMS1, IESI

ОТКЛЮЧЕНИЕ MFD/ PFD ВТОРОГО ПИЛОТА, EWD

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ
ПРИ ОДНОВРЕМЕННОМ ВЫВОДЕ НА ЭКРАНЕ EWD CAS-СООБЩЕНИЙ:
ELEC R AC BUS FAULT И **ELEC R DC ESS BUS FAULT**
ДЕЙСТВИЯ ВЫПОЛНЯТЬ ПО СООБЩЕНИЮ ELEC R DC ESS BUS FAULT

- НА РУЧНОЕ УПРАВЛЕНИЕ САМОЛЕТОМ .....ПЕРЕЙТИ
- МАКСИМАЛЬНАЯ ВЫСОТА ПОЛЁТА.....FL 250
- CAPT MFD.....EWD
- R PUMP ADDT .....ON
- R AIR .....OFF/ПРОВЕРИТЬ OFF
- FMS (RCP) ....BOTH 2
- VHF1/3/ HF1 ..... ИСПОЛЬЗОВАТЬ
- ILS1/ VOR1/ADS1 ..... ИСПОЛЬЗОВАТЬ
- FO NORMAL/BACKUP ..... BACKUP
- ГИДРОСИСТЕМА HS2 И HS3.....ПОВЫШЕННОЕ ВНИМАНИЕ
- ELEC3 (ПЕРЕД ВЫПУСКОМ ШАССИ) .....ON
- КНОПКА-ТАБЛО PTU AUTO (ПЕРЕД ВЫПУСКОМ ШАССИ) .....MAN
- КНОПКА-ТАБЛО PTU AUTO (ПОСЛЕ ВЫПУСКА ШАССИ) .....AUTO
- ЗАХОД НА ПОСАДКУ ПСП .....ВЫПОЛНИТЬ

НАДПИСЬ MAN НА КНОПКЕ-ТАБЛО PTU AUTO НЕ СВЕТИТСЯ

LAND ASAP

СТАТУС

- **отказ AP, A/T, FMS1, IESI, ADS 2+3**
- **отключение MFD/PFD FO, EWD, подсвета пультов**
- **отказ транспондера 2**
- **аварийный выпуск шасси неработоспособен**
- **отказ индикации параметров правого двигателя**
- **отказ индикации ПОС В3 правого двигателя**
- **запуск APU неработоспособен**
- **отказ половины тормозов**
- **перенастройка радиостанции HF2 невозможна**
- **функция CLIMB INHIBIT системы T2CAS недоступна (по скорости набора высоты устанавливается предел 1500 ft/min)**

ВЛИЯНИЕ НА СИСТЕМЫ

- **ELEC**
- **HYD**
- **AIR**
- **F/CTL**
- **FUEL**
- **ENG**

- **отказ контроллера ГС3 (ELEC 3, клапан включения PTU- в ручном режиме)**
- **отказ подсвета часов, компаса**
- **заход на посадку по CAT1 невозможен**

ОТКАЗАВШИЕ СИСТЕМЫ С ИНДИКАЦИЕЙ НА ДИСПЛЕЕ EWD

AIR
- **R AIR**

CDS
- **F/O PFD/ MFD**
- **EWD**

HYD
- **HS3 CONTRO LER**

A-ICE
- **R WINDSHIELD**
- **R WINDOW**

COM
- **F/O AUDIO**
- **RMP 2**
- **HF 2**
- **VHF 2**

FCTL
- **ALFA/G PROT**

AUTO FLT
- **AP OFF**
- **A/T OFF**
- **SYSTEM**
- **APPROACH**

ENG L
- **ALTERNATE MODE**

NAV
- **ADS 2+3**
- **ADF 1**
- **ADF 2**
- **DME 2**
- **FMS 1**
- **VOR 2**
- **ILS 2**
- **GPS 2**

AVNCS
- **DEGRADED**
- **DCA2**

FUEL
- **R ENG LO PR**

FWS
- **FWS 2**

BRAKE
- **DEGRADED**
- **TEMP DET FAULT**

SURV
- **WXR**
- **XPDR 1+2**
- **TAWS**

SWS
- **SPD STALL WARN DEGRD**

ДРУГИЕ ОТКАЗАВШИЕ СИСТЕМЫ

- **RAV**
- **ACP2**
- **RCAU F/O**
- **BAT 2/ 4**
- **ELEC2B**
- **стеклоочиститель**
- **внешнее СТО правой стороны**
- **часть освещения**

- **AUX R**
- **APU**
- **ATC2**
- **R DRIVE DISC**

- **правый**

пассажирской кабины

- **часть индивидуального освещения в кабине экипажа**
- **Замок двери кабины экипажа**

ЛОЖНЫЕ ТЕКСТОВЫЕ СООБЩЕНИЯ НА ДИСПЛЕЕ EWD

Примечание: Выполнение действий по процедурам, перечисленным ниже, не требуется

DOORS*	**ELEC R AC BUS**	• **XPDR 1+2****

*Примечание: *Все сообщения по системе*
**Работоспособность XPDR1 сохраняется*

ЛОЖНАЯ ИНДИКАЦИЯ НА МНЕМОКАДРЕ

AIR*	**ELEC****	**FLCT**

*Примечание: * Символ AFT FAN индицируются оранжевым цветом*
***Символ BAT 3 индицируется оранжевым цветом*

ELEC EMER CONFIG

ОТКАЗ ЛЕВОГО И ПРАВОГО ГЕНЕРАТОРОВ

Отключение AP, AT, FMS2
Отключение MFD/ PFD второго пилота

LAND ASAP

– НА РУЧНОЕ УПРАВЛЕНИЕ САМОЛЕТОМ .....ПЕРЕЙТИ
– RAT GEN..... ПРОВЕРИТЬ DOWN/ON
ВРЕМЯ ВЫПУСКА RAT НЕ ПРЕВЫШАЕТ 8 СЕК.

- если RAT не выпустился:

  – RAT.....ВЫПУСТИТЬ ВРУЧНУЮ

  Выпустить RAT вручную поворотом рычага троса ручного выпуска RAT на центральном пульте

  – RAT GEN ..... ПРОВЕРИТЬ DOWN/ON

  Убедится, что на кнопке-табло RAT GEN надписи DOWN и ON светятся

  – L GEN ..... OFF ЗАТЕМ ON

  Убедиться, что на кнопке-табло L GEN надписи FAULT и OFF не светятся. Контролируйте включение L GEN на мнемокадре ELEC

  – R GEN..... OFF ЗАТЕМ ON

  Убедиться, что на кнопке-табло R GEN надписи FAULT и OFF не светятся, Контролируйте включение R GEN на мнемокадре ELEC

- если действие удачно:

  – RAT GEN .....OFF

  Проверить отключение RAT GEN по погасанию надписи ON на кнопке-табло RAT GEN

- если действие неудачно:

  – L GEN, R GEN .....OFF

■ **<u>если запуск APU/подключение APU GEN возможно:</u>**

– НА FL < 370 ПРОЦЕДУРУ «ЗАПУСК APU В ПОЛЁТЕ» ..... ВЫПОЛНИТЬ
– APU GEN .....ПРОВЕРИТЬ ON
– RAT GEN .....OFF

<u>ВНИМАНИЕ</u>
ПОТРЕБИТЕЛИ 3-ЕЙ КАТЕГОРИИ ОТКЛЮЧАЮТСЯ

■ **<u>если запуск APU/ /подключение APU GEN невозможно:</u>**

– EMER LT .....ON
– RECIRC .....OFF
– L AIR .....OFF
– МАКСИМАЛЬНАЯ ВЫСОТА ПОЛЁТА.....FL 250
– WINDOW PROBE.....MAN
– VHF1/XPDR1 ..... ИСПОЛЬЗОВАТЬ
– УГОЛ АТАКИ .....КОНТРОЛИРОВАТЬ
– SPD/STALL WARN (STALL OVERSPEED SPEED) ..... NOT AVAIL
– ЗАХОД НА ПОСАДКУ ПСП .....ВЫПОЛНИТЬ
– FLAPS.....FLAPS 3

<u>ВНИМАНИЕ</u>
ПОТРЕБИТЕЛИ 2 И 3-ЕЙ КАТЕГОРИИ ОТКЛЮЧАЮТСЯ

СТАТУС

- **отключение AP, A/T, FMS2, MFD/PFD F/O, RA1+2 подсвета пультов**
- **заход на посадку по CAT1 невозможен**
- **отключение стеклоочистителей**
- **левого+правого**
- **потеря сигнализируемых сообщений: “STALL”, “OVERSPEED”, “SPEED, SPEED, SPEED”**
- **уменьшение скорости перемещения стабилизатора**
- **уменьшение скорости перемещения предкрылков**
- **уменьшение скорости перемещения закрылков**
- **автоматический выпуск спойлеров на посадке невозможен**
- **увеличение эффективности продольного управления на посадке**
- **топливо из центрального бака не вырабатывается, остаток в 1-х отсеках 420 кг не вырабатывается**
- **обогрев левого лобового стекла автоматически отключится при работе механизации крыла**

ВЛИЯНИЕ НА СИСТЕМЫ

- **ELEC**
- **AIR**
- **F/CTL**
- **FUEL**
- **ENG**

ОТКАЗАВШИЕ СИСТЕМЫ С ИНДИКАЦИЕЙ НА ДИСПЛЕЕ EWD

AIR

- **I AIR**
- **R E-BAY COOL**
- **L PACK**

A-ICE

- **L/ R WINDSHIELD**
- **L/ R WINDOW**
- **WING LO POWER**

AUTO FLT

- **AP OFF**
- **A/T OFF**
- **APPROACH 1**
- **SYSTEM**

COM

- **HF 1/ 2**
- **OBS AUDIO**
- **RMP 2**
- **VHF 2/ 3**

ELEC

- **CATEGORY 2+3 SHED**

ENG R

- **BLEED STATUS WING**

FCTL

- **ASYM THR PROT LO**
- **FLAPS LO SPEED**
- **SLATS LO SPEED**
- **STAB DEGRADED**

FUEL

- **L/R PUMP JET 1**
- **L/R MAIN PUMP LO RP**

CDS

- **F/O PFD/ MFD**

NAV

- **ADF 2**
- **ADS 2**
- **DME 1/ 2**
- **RA 1+2**
- **FMS 2**
- **IRS 2**
- **ILS 2**
- **VOR 2**
- **GPS 2**

SWS

- **SPD STALL WARN**

FWS

- **FWS 2**

SURV

- **TCAS**
- **TAWS**
- **TERR**
- **WXR DEGRD**

ДРУГИЕ ОТКАЗАВШИЕ СИСТЕМЫ

- **RECIRC**
- **ELEC1**
- **ELEC3**
- **LOGO LT**
- **NAV LT**
- **BEACON LT**
- **STROBE LT**
- **оборудование пассажирской кабины**
- **LAVATORY 1/ 2**
- **индивидуальное освещение в кабине экипажа**
- **замок двери кабины экипажа**

ЛОЖНЫЕ ТЕКСТОВЫЕ СООБЩЕНИЯ НА ДИСПЛЕЕ EWD

Примечание:
Выполнение действий по процедурам, перечисленным ниже, не требуется

DOORS*

Примечание:
**Все сообщения по системе*

ЛОЖНАЯ ИНДИКАЦИЯ НА МНЕМОКАДРЕ

AIR*

Примечание:
**Символ FWD FAN индицируется зеленым цветом, символ AFT FAN индицируются желтым цветом*

3.10.25 ОБОРУДОВАНИЕ КАБИНЫ ЭКИПАЖА

DOOR COCKPIT UNLOCKED

ДВЕРЬ КАБИНЫ ЭКИПАЖА ОТКРЫТА ИЛИ НЕ ЗАПЕРТА

– ДВЕРЬ..... ЗАКРЫТЬ

Замок двери автоматически запирается после закрытия двери

- **Если действие безуспешно**

– МЕХАНИЧЕСКИЙ ЗАСОВ..... ПРИМЕНИТЬ

DOOR COCKPIT LOCK FAULT

ОТКАЗ ЗАМКА ДВЕРИ КАБИНЫ ЭКИПАЖА

– МЕХАНИЧЕСКИЙ ЗАСОВ..... ПРИМЕНИТЬ

DOOR COCKPIT EMER ACCESS

ИНИЦИИРОВАНА ПРОЦЕДУРА АВАРИЙНОГО ДОСТУПА В КАБИНУ ЭКИПАЖА

В кабине экипажа звучит специфическая звуковая сигнализация.

Примечание

Если экипаж не предпринял никаких действий в течении 30 с дверь кабины экипажа отпирается автоматически.

- **если экипаж не разрешил вход в кабину:**

– CKPT DOOR .....BLKD

Возможность аварийного доступа и специфическая звуковая сигнализация в кабине экипажа блокируются на период 10 минут и на дисплее EWD появляется текстовое сообщение ***COCKPIT DOOR BLOCKED***
Когда обстановка в кабине экипажа позволит, НП по команде ПП должен визуально установить личность запросившего вход в кабину экипажа прежде чем открыть дверь кабины экипажа.

- **если экипаж разрешил вход в кабину:**

Перед тем как открыть дверь кабины экипажа, НП должен визуально установить личность запросившего вход в кабину экипажа.

– CKPT DOOR ..... UNLK

ЗАМОК ДВЕРИ ОСТАЕТСЯ ОТПЕРТЫМ В ТЕЧЕНИЕ 10 СЕКУНД.

3.10.26 ПОЖАРНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

ENG L(R) FIRE

ПОЖАР ЛЕВОГО (ПРАВОГО) ДВИГАТЕЛЯ

Примечание
При индикации аварийного сигнала на пульте управления средствами пожарной защиты и/или пульте управления запуском двигателя и отсутствии сообщения на EWD выполнять процедуру ***ENG L(R) FIRE***

■ **На земле (до V_1)**

– РУД L+R ..... IDLE
При необходимости использовать реверс исправного двигателя до остановки самолета.

● **После остановки самолёта:**

– PARK/ALTN BRAKE ..... ON
– ENG MASTER (НЕИСПРАВНОГО) ..... OFF
– КНОПКУ-ТАБЛО ENG FIRE (НЕИСПРАВНОГО) ..... НАЖАТЬ
– AGENT 1 (ЧЕРЕЗ 10 СЕК) ..... DISCH
– AGENT 2 (ЧЕРЕЗ 10 СЕК) ..... DISCH
– ENG MASTER (ИСПРАВНОГО) ..... OFF
– ПОДАТЬ КОМАНДУ ..... «ВНИМАНИЕ ЭКИПАЖ! ЗАНЯТЬ РАБОЧИЕ МЕСТА»

● **Если требуется эвакуация:**

– ПОДАТЬ КОМАНДУ ..... ЭВАКУАЦИЯ ПАССАЖИРОВ
– APU (ЕСЛИ APU РАБОТАЕТ) ..... ВЫКЛ
– BAT 1,2,3,4 ..... OFF

■ **<u>В полете (после V_1)</u>**

LAND ASAP

<u>ВНИМАНИЕ:</u>
ПРИ ВЗЛЁТЕ НАЧАТЬ ВЫПОЛНЕНИЕ ПРОЦЕДУР ПО EWD СООБЩЕНИЮ НА ВЫСОТЕ НЕ МЕНЕЕ 400 ft НАД АЭРОДРОМОМ

– РУД (НЕИСПРАВНОГО) ..... IDLE
– ENG MASTER (НЕИСПРАВНОГО)..... OFF
– КНОПКУ-ТАБЛО ENG FIRE (НЕИСПРАВНОГО)..... НАЖАТЬ
– AGENT1 (ЧЕРЕЗ 10 с)..... DISCH

● **Если табло FIRE не погасло через 30 с:**

– AGENT 2 ..... DISCH
– ПРОЦЕДУРУ ПОСЛЕ ВЫКЛЮЧЕНИЯ ДВИГАТЕЛЯ ..... ВЫПОЛНИТЬ

Не производить повторный запуск двигателя, на котором был пожар.
Если после пожаротушения табло FIRE на пульте управления средствами пожарной защиты и / или пульте управления запуском, и / или сообщение на EWD не погасло, сигнал о пожаре считать ложным.

APU FIRE

ПОЖАР APU

Примечание

При индикации аварийного сигнала на пульте управления средствами пожарной защиты APU и отсутствии сообщений на EWD выполнять процедуру ***APU FIRE***

LAND ASAP

– APU FIRE .....НАЖАТЬ
– AGENT (ЧЕРЕЗ 10 с).....DISCH

Не производить повторный запуск APU.

Если после пожаротушения табло FIRE и / или сообщение на EWD не погасло, сигнал о пожаре считать ложным.

FWD (AFT) CRGO FIRE BAY

ПОЖАР В ПЕРЕДНЕМ (ЗАДНЕМ) БГО

Примечание:
При индикации аварийного сигнала на пульте управления средствами пожарной защиты БГО и отсутствии сообщения на EWD выполнять процедуру ***FWD (AFT) CRGO FIRE BAY***

■ **на земле (до V_1)**

С открытыми грузовыми дверьми, не начинайте тушить пожар. Запросите наземный персонал ликвидировать источник пожара

– RECIRC ..... OFF
– FWD (AFT) CARGO FIRE ..... PUSH
– ENG MASTER L+R ..... OFF
– ПОДАТЬ КОМАНДУ ..... ЭВАКУАЦИЯ ПАССАЖИРОВ
– BAT 1,2,3,4 ..... OFF

Примечание:
Ожидайте, что предупреждение FIRE FWD (AFT) CARGO BAY останется после разрядки баллона, даже если источник дыма ликвидирован. Газы от источника дыма не удаляются, и датчики дыма являются также чувствительными к огнегасящему составу. Дайте команду наземному персоналу не открывать дверь грузового отсека до завершения эвакуации.

■ **в полете (после V_1)**

LAND ASAP

– RECIRC ..... OFF
– FWD (AFT) CARGO FIRE ..... НАЖАТЬ
– ЭКСТРЕННОЕ СНИЖЕНИЕ (ДО FL 100 ИЛИ MEA) ..... ВЫПОЛНИТЬ
– ПОСАДКУ В ТЕЧЕНИЕ 60 МИНУТ ..... ВЫПОЛНИТЬ

После посадки действия, как при пожаре БГО на земле.

FIRE ENG L(R) OVERHEAT

ПЕРЕГРЕВ ГОНДОЛЫ ЛЕВОГО (ПРАВОГО) ДВИГАТЕЛЯ.

– РУД НЕИСПРАВНОГО ..... IDLE

■ **если сообщение OVERHEAT удалилось:**

– ЭКСПЛУАТИРОВАТЬ ДВИГАТЕЛЬ НА УМЕНЬШЕННОЙ ТЯГЕ

■ **если в течение 30 с сообщение сохраняется:**

– РУД НЕИСПРАВНОГО ..... IDLE
– ENG MASTER НЕИСПРАВНОГО ..... OFF
– ПРОЦЕДУРУ ПОСЛЕ ВЫКЛЮЧЕНИЯ ДВИГАТЕЛЯ ..... ВЫПОЛНИТЬ

FIRE ENG L(R) DET FAULT

ОТКАЗ СИСТЕМЫ ОБНАРУЖЕНИЯ ПОЖАРА ЛЕВОГО (ПРАВОГО) ДВИГАТЕЛЯ

LAND ASAP

FIRE APU DET FAULT

ОТКАЗ СИСТЕМЫ ОБНАРУЖЕНИЯ ПОЖАРА APU

– APU (*ЕСЛИ ИСПОЛЬЗУЕТСЯ*) .....ОТКЛ
НЕ ИСПОЛЬЗОВАТЬ APU ДО УСТРАНЕНИЯ НЕИСПРАВНОСТИ

FIRE FWD(AFT) CRGO DET FAULT

ОТКАЗ СИСТЕМЫ ОБНАРУЖЕНИЯ ПОЖАРА ПЕРЕДНЕГО (ЗАДНЕГО) БГО

LAND ASAP

FIRE ENG L(R) XTING FAULT

ОТКАЗ СИСТЕМЫ ПОЖАРОТУШЕНИЯ ЛЕВОГО (ПРАВОГО) ДВИГАТЕЛЯ

LAND ASAP

FIRE APU XTING FAULT

ОТКАЗ СИСТЕМЫ ПОЖАРОТУШЕНИЯ APU

– APU .....OFF

- если необходима работа APU:

LAND ASAP

FIRE CRGO XTING FAULT

ОТКАЗ СИСТЕМЫ ПОЖАРОТУШЕНИЯ БГО

LAND ASAP

FIRE DET AND IND FAULT

ОТКАЗ СИСТЕМЫ ОБНАРУЖЕНИЯ И ИНДИКАЦИИ ПОЖАРА

LAND ASAP

3.10.27 СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЕТОМ

F/ CTL L(R) SIDESTICK FAULT

ОТКАЗ ЛЕВОЙ (ПРАВОЙ) БОКОВОЙ РУЧКИ УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЕТОМ

- **Режим NORMAL MODE:**

– КНОПКУ SS PRIOR/AP OFF ИСПРАВНОЙ SS.....НАЖАТЬ
Кнопку SS PRIOR/AP OFF нажать и удерживать не менее 40 с, затем отпустить

– АР..... ИСПОЛЬЗОВАТЬ

- **Режим DIRECT MODE:**

– КНОПКУ SS PRIOR/AP OFF (ИСПРАВНОЙ SS) .....НАЖАТЬ
– ТАБЛО SS PRIOR.....ПРОВЕРИТЬ ИНДИКАЦИЮ
– НЕ ИСПРАВНОЙ SS .....НЕ ИСПОЛЬЗОВАТЬ
– SS PRIOR/AP OFF НЕИСПРАВНОЙ SS .....НЕ ИСПОЛЬЗОВАТЬ

F/ CTL DUAL SS INPUT

ОДНОВРЕМЕННО ОТКЛОНЕНЫ ОБЕ РУЧКИ SS

– НП УПРАВЛЕНИЕ SS .....ОСВОБОДИТЬ

F/ CTL SIDESTICK PRIORITY

ОТКАЗ ФУНКЦИИ ПРИОРИТЕТА РУЧКИ SS

– SS PRIOR/AP OFF .....НЕ ИСПОЛЬЗОВАТЬ

F/CTL PEDALS FAULT

ОТКАЗ ПЕДАЛЬНОГО УПРАВЛЕНИЯ

– RUD TRIM ..... ИСПОЛЬЗОВАТЬ
– МАКСИМАЛЬНЫЙ БОКОВОЙ ВЕТЕР .....5 м/с

ДЛЯ ВЫДЕРЖИВАНИЯ НАПРАВЛЕНИЯ НА ПРОБЕГЕ ИСПОЛЬЗОВАТЬ ДИФФЕРЕНЦИАЛЬНОЕ ТОРМОЖЕНИЕ КОЛЕС, А НА СКОРОСТИ МЕНЕЕ 40 kt - РУКОЯТКУ NW STEER

F/CTL ALFA/G PROT FAULT

ОТКАЗ ОГРАНИЧИТЕЛЬНЫХ ФУНКЦИЙ ПО УГЛУ АТАКИ И ПЕРЕГРУЗКЕ

– ПИЛОТИРОВАТЬ ..... В ПРЕДЕЛАХ ОГРАНИЧЕНИЙ
– AP ..... ИСПОЛЬЗОВАТЬ

Примечание:

Индикацию сообщения после касания, на пробеге считать ложной, действий не требуется.

F/ CTL ASYM THR PROT LOST

ПОТЕРЯ ФУНКЦИИ ПАРИРОВАНИЯ АССИМЕТРИИ ТЯГИ

- **При отказе двигателя:**

РАЗВОРАЧИВАЮЩИЙ МОМЕНТ ПАРИРОВАТЬ ПЕДАЛЯМИ РУЛЯ НАПРАВЛЕНИЯ

F/ CTL DIRECT MODE

ПЕРЕХОД В РЕЖИМ DIRECT MODE

Потеря ограничительных и вспомогательных функций СДУ.
Изменение характеристик устойчивости и управляемости самолета.

– ПИЛОТИРОВАТЬ ..... ПЛАВНО
– БАЛАНСИРОВАТЬ ..... ВРУЧНУЮ
– МАКСИМАЛЬНАЯ СКОРОСТЬ ..... 280 кт/0,78 М
– РАСХОД ТОПЛИВА ..... УТОЧНИТЬ

В связи с тем, что механизация крыла перейдет в конфигурацию FLAPS ICE расход топлива увеличится на 6% при числе Маха более 0,72. При меньшем значении Маха увеличение расхода топлива пренебрежимо мало.

– SPEED BRAKES ..... НЕ БОЛЕЕ 1/2

SPEED BRAKES выпускать и убирать поэтапно, с балансировкой в каждом положении

– ЗАХОД ПСП ..... ВЫПОЛНИТЬ
– ПОСЛЕ ПОСАДКИ ВЫПУСК SPEED BRAKES ..... ВРУЧНУЮ

F/CTL STAB TRIM FAULT

ОТКАЗ ФУНКЦИИ ТРИММИРОВАНИЯ СТАБИЛИЗАТОРОМ

Индикация предусмотрена только для режима DIRECT MODE.

- **на посадке с передней центровкой Хт < 15%**

– FLAPS 3
– ЗАХОД ..... ПСП

F/CTL AILERON TRIM FAULT

ОТКАЗ УПРАВЛЕНИЯ ТРИММЕРОМ ЭЛЕРОНОВ С ПУЛЬТА ТРИММИРОВАНИЯ

– СКОРОСТЬ ЗАХОДА НА ПОСАДКУ ..... V_{REF}+5 kt

ΔV_{REF}=+5 kt (но в пределах суммарного увеличения V_{REF} НА +5 kt)

F/CTL RUDDER TRIM FAULT

ОТКАЗ УПРАВЛЕНИЯ ТРИММЕРОМ РУЛЯ НАПРАВЛЕНИЯ С ПУЛЬТА ТРИММИРОВАНИЯ

– СКОРОСТЬ ЗАХОДА НА ПОСАДКУ ..... V_{REF}+5 kt

ΔV_{REF}=+5 kt (но в пределах суммарного увеличения V_{REF} НА +5 kt)

F/CTL L(R) ELEVATOR FAULT

ОТКАЗ ЛЕВОГО (ПРАВОГО) РУЛЯ ВЫСОТЫ

– СКОРОСТЬ ЗАХОДА НА ПОСАДКУ ..... V_{REF}+10 kt

ΔV_{REF}=+10 kt (НО В ПРЕДЕЛАХ СУММАРНОГО УВЕЛИЧЕНИЯ V_{REF} НА +10 kt)

– ПОТРЕБНУЮ ПОСАДОЧНУЮ ДИСТАНЦИЮ.....УВЕЛИЧИТЬ НА 1.15

F/ CTL L(R) AILERON FAULT

ОТКАЗ ЛЕВОГО (ПРАВОГО) ЭЛЕРОНА

Спойлеры исправны

– ПИЛОТИРОВАТЬ .....ПЛАВНО
– МАКСИМАЛЬНЫЙ КРЕН .....±35°
– СКОРОСТЬ ЗАХОДА НА ПОСАДКУ .....V_{REF}

F/CTL SPLRS FAULT

ОТКАЗ СПОЙЛЕРОВ

– МАКСИМАЛЬНЫЙ КРЕН .....±35 °
– СОСТОЯНИЕ СПОЙЛЕРОВ.....ПРОВЕРИТЬ
– ПОТРЕБНУЮ ПОСАДОЧНУЮ ДИСТАНЦИЮ.....УВЕЛИЧИТЬ НА 1.15

F/CTL G-SPLRS FAULT

ОТКАЗ ТОРМОЗНЫХ ЩИТКОВ (ВНУТРЕННИХ И/ИЛИ ВНЕШНИХ)

– ПОТРЕБНУЮ ПОСАДОЧНУЮ ДИСТАНЦИЮ.....УВЕЛИЧИТЬ НА 1.2

F/CTL SPD BRKS FAULT

ОТКАЗ ТОРМОЗНЫХ ЩИТКОВ И СПОЙЛЕРОВ

– ПОТРЕБНУЮ ПОСАДОЧНУЮ ДИСТАНЦИЮ.....УВЕЛИЧИТЬ НА 1.3

F/ CTL RUDDER DEGRADED

СНИЖЕНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ РУЛЯ НАПРАВЛЕНИЯ

Отказ двух приводов руля направления

– МАКСИМАЛЬНЫЙ БОКОВОЙ ВЕТЕР .....10 м/с

F/CTL RUDDER FAULT

ОТКАЗ РУЛЯ НАПРАВЛЕНИЯ

Отказ АР

– ДЛЯ ПУТЕВОЙ БАЛАНСИРОВКИ РАЗНОТЯГ..... ИСПОЛЬЗОВАТЬ
– ЗАХОД..... ПСП
– ПОСАДКУ С МИНИМАЛЬНО-ВОЗМОЖНОЙ БОКОВОЙ СОСТАВЛЯЮЩЕЙ ВЕТРА.....ВЫПОЛНИТЬ

F/CTL STAB DEGRADED

УМЕНЬШЕНИЕ СКОРОСТИ ПЕРЕМЕЩЕНИЯ СТАБИЛИЗАТОРА

Отказ одного привода стабилизатора, время балансировки самолета увеличивается в 2 раза

– ПИЛОТИРОВАТЬ .....ПЛАВНО

F/CTL STABILIZER JAM

ЗАКЛИНЕНИЕ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО СТАБИЛИЗАТОРА

– АР .....ОТКЛ
– ЗАХОД .....FLAPS 3
– ЗАХОД.....CAT1
ΔV_{REF}=+10 kt (НО В ПРЕДЕЛАХ СУММАРНОГО УВЕЛИЧЕНИЯ V_{REF} НА +10 kt)

F/CTL FLAPS LEVER FAULT

ОТКАЗ РУЧКИ УПРАВЛЕНИЯ ЗАКРЫЛКАМИ И ПРЕДКРЫЛКАМИ

СКОРОСТЬ ВЫДЕРЖИВАТЬ В СООТВЕТСТВИИ С КОНФИГУРАЦИЕЙ

– МАКСИМАЛЬНАЯ СКОРОСТЬ ПОЛЕТА ..... V_{FE}
Учитывать автоматический выпуск механизации крыла из конфигурации 0 в конфигурацию 1 на скорости ≤ 200 kt

- Если конфигурация меньше чем FULL
  - TAWS.....ОТКЛ
  - ПЛАН ПОЛЕТА .....УТОЧНИТЬ

Примечание:
Полет с выпущенными предкрылками и закрылками увеличивает расход топлива. Для прогноза дальности и продолжительности полета принимать, что при выпущенных предкрылках и закрылках расход топлива увеличивается в среднем в 2.0 раза. Для уточнения дальности и продолжительности полета использовать FF и FMS

– СКОРОСТЬ V_{REF} И ПОСАДОЧНУЮ ДИСТАНЦИЮ .....УТОЧНИТЬ:

Поправки к скорости V_{REF}, длине пробега и посадочной дистанции			
Рукоятка FLAP	Поправка к скорости V_{REF} (ΔV_{REF})	Поправка к длине пробега	Поправка к посадочной дистанции
FULL	0	1.00	1.00
3	4	1.06	1.03
2	6	1.09	1.05
1	28	1.43	1.24
0	58	1.98	1.55

F/CTL FLP/SLT AUTO PROT

ПРЕВЫШЕНА СКОРОСТЬ V_{FE} ДЛЯ ТЕКУЩЕЙ МЕХАНИЗАЦИИ КРЫЛА

Индикация данного отказа предусмотрена только для режима NORMAL MODE.

– РУКОЯТКУ FLAPS В ТРЕБУЕМОЕ ПОЛОЖЕНИЕ.....УСТАНОВИТЬ.
– СКОРОСТЬ ПОЛЕТА В СООТВЕТСТВИИ С КОНФИГУРАЦИЕЙ САМОЛЕТА... .....УСТАНОВИТЬ

F/CTL FLAPS (SLATS) LOCKED/FAULT

ЗАКЛИНИВАНИЕ/ОТКАЗ ЗАКРЫЛКОВ (ПРЕДКРЫЛКОВ)

– МАКСИМАЛЬНАЯ ВЫСОТА ПОЛЕТА .....FL 200
– РУКОЯТКА FLAPS.....НЕ ИСПОЛЬЗОВАТЬ

Заход на посадку выполнять в конфигурации фактического положения механизации крыла на момент отказа

– МАКСИМАЛЬНАЯ СКОРОСТЬ ПОЛЕТА .....СМОТРИ ТАБЛИЦУ:

Скорость V_{MAX}, kt

Положение рукоятки FLAPS	FLAPS 0	FLAPS 1		1< FLAPS ≤ 2	2< FLAPS ≤ 3	FLAPS > 3
FLAPS(*) SLATS(*)	F =0	0< F ≤ 1	1< F ≤ 1+F	1+F < F ≤ 2	2< F ≤ 3	3< F ≤ FULL
S = 0	Нет ограничений	235 kt	195 kt	185 kt	175 kt	165 kt
0 < S ≤1	235 kt					
1< S ≤1+F	195 kt					
1+F < S ≤2	185 kt					

(*) фактическое положение закрылков и предкрылков на дисплее EWD

Примечание:

Если фактическое положение закрылков и предкрылков на дисплее EWD недоступно, скорость V_{MAX} определять по фактическому положению рукоятки FLAPS.

Правильность выбора скорости V_{MAX} контролировать по индикации на дисплее EWD. Запрещается преднамеренное превышение скорости V_{MAX}.

– МИНИМАЛЬНАЯ СКОРОСТЬ ПОЛЕТА .....V_{LS} +5 kt

Рекомендуется использовать скорость GREEN DOT, если она не превышает скорость V_{MAX}.

– ПЛАН ПОЛЕТА .....УТОЧНИТЬ

Полет с выпущенными предкрылками и закрылками увеличивает расход топлива. Для прогноза дальности и продолжительности полета принимать, что при выпущенных предкрылках и закрылках расход топлива увеличивается в среднем в 2.0 раза. Для уточнения дальности и продолжительности полета использовать FF и FMS

– СКОРОСТЬ V_{REF} И ПОСАДОЧНУЮ ДИСТАНЦИЮ .....УТОЧНИТЬ

Поправки к скорости V_{REF} , длине пробега и посадочной дистанции			
Рукоятка FLAP	Поправка к скорости V_{REF} (ΔV_{REF})	Поправка к длине пробега	Поправка к посадочной дистанции
FULL	0	1.00	1.00
3	4	1.06	1.03
2	6	1.09	1.05
1	28	1.43	1.24
0	58	1.98	1.55

TO FLAPS/SLATS NOT TO

МЕХАНИЗАЦИЯ КРЫЛА НЕ ВО ВЗЛЁТНОМ ПОЛОЖЕНИИ

– FLAPS (ДЛЯ ВЗЛЕТА).....УСТАНОВИТЬ

TO SPOILERS EXTENDED

ИНТЕРЦЕПТОРЫ ПРИ ВЫПОЛНЕНИИ ВЗЛЁТА В ВЫПУЩЕННОМ ПОЛОЖЕНИИ

– SPEED BRAKE ..... GND SPLRS ARMED

TO STAB NOT GREEN

ПОЛОЖЕНИЕ СТАБИЛИЗАТОРА НЕ ВО ВЗЛЁТНОМ ПОЛОЖЕНИИ.

– СТАБИЛИЗАТОР (ДЛЯ ВЗЛЕТА) .....УСТАНОВИТЬ

TO RUD TRIM NOT IN RNG

ТРИММЕР РУЛЯ НАПРАВЛЕНИЯ НЕ ВО ВЗЛЁТНОМ ПОЛОЖЕНИИ.

– ТРИММЕР РУЛЯ НАПРАВЛЕНИЯ ДЛЯ ВЗЛЁТА.. .....УСТАНОВИТЬ

TO SPLRS NOT ARM

ИНТЕРЦЕПТОРЫ НЕ ПОДГОТОВЛЕНЫ ДЛЯ РАБОТЫ В АВТОМАТИЧЕСКОМ РЕЖИМЕ НА ВЗЛЁТЕ.

– SPEED BRAKE ..... GND SPLRS ARMED

TO AIL TRIM NOT IN RNG

ТРИММЕР ЭЛЕРОНОВ НЕ ВО ВЗЛЁТНОМ ПОЛОЖЕНИИ.

– ТРИММЕР ЭЛЕРОНОВ (ДЛЯ ВЗЛЕТА) .....УСТАНОВИТЬ

LDG SPLRS NOT ARM

ИНТЕРЦЕПТОРЫ НЕ ПОДГОТОВЛЕНЫ ДЛЯ РАБОТЫ В АВТОМАТИЧЕСКОМ РЕЖИМЕ ПРИ ПОСАДКЕ.

– SPEED BRAKE ..... GND SPLRS ARMED

LDG FLAPS/SLATS NOT LAND

МЕХАНИЗАЦИЯ КРЫЛА НЕ В ПОСАДОЧНОМ ПОЛОЖЕНИИ.

– FLAPS (ДЛЯ ПОСАДКИ) .....УСТАНОВИТЬ

TO SPLRS NOT ARM

ИНТЕРЦЕПТОРЫ НЕ ПОДГОТОВЛЕНЫ ДЛЯ ВЗЛЁТА.

– SPEED BRAKE .....ARMED

3.10.28 ТОПЛИВНАЯ СИСТЕМА

FUEL L (R) ENG LO PR

НИЗКОЕ ДАВЛЕНИЕ ТОПЛИВА НА ВХОДЕ В ЛЕВЫЙ (ПРАВЫЙ) ДВИГАТЕЛЬ

■ **в полете**

– ПАРАМЕТРЫ ЛЕВОГО (ПРАВОГО) ДВИГАТЕЛЯ .....КОНТРОЛИРОВАТЬ
– РЕЖИМ РАБОТЫ ЛЕВОГО (ПРАВОГО) ДВИГАТЕЛЯ .....IDLE
– СНИЖЕНИЕ ДО FL 220 / MEA.....ВЫПОЛНИТЬ
ВЫСОТА УСТОЙЧИВОЙ РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЯ В РЕЖИМЕ «САМОТЕКА»-22 000 ft.
– НА ≤ FL 220 ПОТРЕБНЫЙ РЕЖИМ РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЯ.....УСТАНОВИТЬ
LAND ASAP

FUEL APU LO PR

НИЗКОЕ ДАВЛЕНИЕ ТОПЛИВА НА ВХОДЕ В APU

■ **в полете**

ПРИ НЕОБХОДИМОСТИ РАБОТЫ APU

– СНИЖЕНИЕ ДО FL 220 / MEA.....ВЫПОЛНИТЬ
ВЫСОТА УСТОЙЧИВОЙ РАБОТЫ APU В РЕЖИМЕ «САМОТЕКА»-22 000 ft.

FUEL L PMP AUX LO PR

НИЗКОЕ ДАВЛЕНИЕ ЗА ЛЕВЫМ ВСПОМОГАТЕЛЬНЫМ НАСОСОМ

■ **на земле перед запуском APU**

– L PUMP AUX .....OFF
– FUEL X-FEED .....ON
– R PUMP AUX .....ON

■ **после запуска двигателей или в полете**

– L PUMP ADDT.....ON
– L PUMP AUX .....OFF

FUEL R PMP AUX LO PR

НИЗКОЕ ДАВЛЕНИЕ ЗА ПРАВЫМ ВСПОМОГАТЕЛЬНЫМ НАСОСОМ

– R PUMP ADDT .....ON
– R PUMP AUX .....OFF

FUEL L (R) PMP MAIN LO PR

НИЗКОЕ ДАВЛЕНИЕ ЗА ЛЕВЫМ (ПРАВЫМ) ОСНОВНЫМ ТОПЛИВНЫМ НАСОСОМ

– L(R) PUMP ADDT .....ON
– L(R) PUMP MAIN .....OFF

FUEL L (R) PMP ADDT LO PR

НИЗКОЕ ДАВЛЕНИЕ ЗА ЛЕВЫМ (ПРАВЫМ) ДОПОЛНИТЕЛЬНЫМ ТОПЛИВНЫМ НАСОСОМ

■ **в полете**

– L(R) PUMP ADDT.....OFF

ВНИМАНИЕ:
ПРИ РАБОТЕ ТОЛЬКО ВСПОМОГАТЕЛЬНОГО НАСОСА ВОЗМОЖЕН НЕВЫРАБАТЫВАЕМЫЙ ОСТАТОК ТОПЛИВА В ЛЕВОМ (ПРАВОМ) КРЫЛЬЕВОМ БАКЕ 420 кг (ПРИ НАЛИЧИИ ТОПЛИВА В ОТСЕКЕ 1 ЛЕВОМ (ПРАВОМ)).

FUEL IMBALANCE

ДИСБАЛАНС ТОПЛИВА

– МНЕМОКАДР FUEL.....ВЫЗВАТЬ
– FUEL X-FEED .....ON
– ТОПЛИВНЫЕ НАСОСЫ
  СО СТОРОНЫ С МЕНЬШИМ КОЛИЧЕСТВОМ ТОПЛИВА.....OFF

- после устранения дисбаланса:
  – РАНЕЕ ВЫКЛЮЧЕННЫЕ ТОПЛИВНЫЕ НАСОСЫ.....ON
  – FUEL X-FEED.....OFF

FUEL FQIC FAULT

ОТКАЗ СУИТ

Контроль запаса топлива на борту вести по показаниям расходомера на мнемокадре FUEL и дисплее EWD и по срабатыванию сигнализации резервного остатка топлива (FUEL QTY MIN)

FUEL QTY MIN

МИНИМАЛЬНЫЙ ОСТАТОК ТОПЛИВА

ВНИМАНИЕ
ОСТАТОК ТОПЛИВА 800 кг ОБЕСПЕЧИВАЕТ 30 МИНУТ ПОЛЕТА.

LAND ASAP

FUEL LO TEMP

Сигнал о приближении температуры топлива к его кристаллизации

– ВЫСОТУ ..... УМЕНЬШИТЬ
– СКОРОСТЬ (*ПО ВОЗМОЖНОСТИ*) ..... УВЕЛИЧИТЬ

FUEL HI TEMP

СИГНАЛ О ПРИБЛИЖЕНИИ ТЕМПЕРАТУРЫ ТОПЛИВА К МАКСИМАЛЬНО ДОПУСТИМОЙ

– КОНТРОЛЬ ЗА ТЕМПЕРАТУРОЙ ТОПЛИВА, ПАРАМЕТРАМИ РАБОТЫ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ И ГЕНЕРАТОРОВ..... ПОВЫСИТЬ

- **Если температура топлива продолжает увеличиваться:**

– ГЕНЕРАТОР НА ДВИГАТЕЛЕ С БОЛЬШЕЙ ТЕМПЕРАТУРОЙ МАСЛА ДО СНЯТИЯ СООБЩЕНИЯ FUEL HI TEMP ..... ВЫКЛЮЧИТЬ

FUEL X FEED VALVE FAULT

ОТКАЗ КРАНА КОЛЬЦЕВАНИЯ

НЕ ДОПУСКАТЬ ДИСБАЛАНС ТОПЛИВА 500 кг И БОЛЕЕ, ИСПОЛЬЗУЯ ИЗМЕНЕНИЯ РЕЖИМА РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЕЙ.

FUEL APU SOV FAULT

ОТКАЗ ПЕРЕКРЫВНОГО КРАНА ТОПЛИВА APU

– APU .....OFF

ПОВТОРНЫЙ ЗАПУСК APU ЗАПРЕЩЕН.

FUEL FSCU FAULT

ОТКАЗ БЛОКА FSCU

ОТСУТСТВИЕ ИНДИКАЦИИ О СОСТОЯНИИ КОМПОНЕНТОВ ТОПЛИВНОЙ СИСТЕМЫ НА МНЕМОКАДРЕ FUEL. ПОТЕРЯ УПРАВЛЕНИЯ ПЕРЕКРЫВНЫМ КРАНОМ APU И КРАНОМ КОЛЬЦЕВАНИЯ. ПОТЕРЯ ИНФОРМАЦИИ О ЗАПАСЕ ТОПЛИВА ОТ РАСХОДОМЕРА.

– КОНТРОЛЬ ЗА СОСТОЯНИЕМ ПАРАМЕТРОВ МСУ .....УСИЛИТЬ

FUEL LEAK DETECTED

ОБНАРУЖЕНА ТЕЧЬ ТОПЛИВА ИЗ ЦЕНТРАЛЬНОГО БАКА

– МНЕМОКАДР FUEL.....ВЫЗВАТЬ
СРАВНИТЬ ЗНАЧЕНИЯ ЗАПАСА ТОПЛИВА ПО РАСХОДОМЕРУ И ТОПЛИВОМЕРУ, УВЕЛИЧЕНИЕ РАЗНИЦЫ ПОДТВЕРЖДАЕТ ТЕЧЬ ТОПЛИВА.

LAND ASAP

– РЕВЕРС НА ПРОБЕГЕ .....НЕ ИСПОЛЬЗОВАТЬ

FUEL LEFT (RIGHT) SIDE LEAK DET

ОБНАРУЖЕНА ТЕЧЬ ТОПЛИВА ЧЕРЕЗ ЛЕВОЕ (ПРАВОЕ) ПОЛУКРЫЛО.

LAND ASAP

– МНЕМОКАДР FUEL.....ВЫЗВАТЬ

- **течь топлива через двигатель:**

  ВЫХОД СООБЩЕНИЯ О МАЛОМ ДАВЛЕНИИ НА ВХОДЕ, САМОПРОИЗВОЛЬНОЕ ИЗМЕНЕНИЕ РЕЖИМА РАБОТЫ И/ИЛИ РАСХОДОВ ДВИГАТЕЛЯ ЯВЛЯЮТСЯ ПРИЗНАКАМИ ТЕЧИ ТОПЛИВА ЧЕРЕЗ ДВИГАТЕЛЬ, В СЛУЧАЕ НОРМАЛЬНОЙ РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЯ ПО ВОЗМОЖНОСТИ ВИЗУАЛЬНО ОПРЕДЕЛИТЬ МЕСТО ТЕЧИ.

– РУД (ДВИГАТЕЛЯ СО СТОРОНЫ ТЕЧИ).....IDLE
– ENG MASTER (ДВИГАТЕЛЯ СО СТОРОНЫ ТЕЧИ) .....OFF
– FUEL X-FEED .....КАК ТРЕБУЕТСЯ
  КРАН КОЛЬЦЕВАНИЯ МОЖЕТ БЫТЬ ИСПОЛЬЗОВАН ДЛЯ ВЫРАБОТКИ ТОПЛИВА ИЗ КРЫЛЬЕВОГО БАКА ОСТАНОВЛЕННОГО ДВИГАТЕЛЯ.

ЗАПУСК ОСТАНОВЛЕННОГО ДВИГАТЕЛЯ ЗАПРЕЩЕН.

- **течь топлива из левого (правого) полукрыла:**

  УСИЛИТЬ КОНТРОЛЬ ЗА ИЗМЕНЕНИЕМ КОЛИЧЕСТВА ТОПЛИВА ИЗ ЛЕВОГО (ПРАВОГО) КРЫЛЬЕВОГО БАКА.
  ДОПУСКАЕТСЯ ВЫРАБОТКА ТОПЛИВА ДЛЯ ДВУХ МСУ ИЗ ПОВРЕЖДЕННОЙ СТОРОНЫ ДЛЯ МАКСИМАЛЬНОГО ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ТОПЛИВА ПОВРЕЖДЕННОЙ СТОРОНЫ ПО СЛЕДУЮЩЕЙ ПРОЦЕДУРЕ:

– ПАРАМЕТРЫ МСУ .....КОНТРОЛИРОВАТЬ
– FUEL X-FEED .....ON
– ТОПЛИВНЫЕ НАСОСЫ ПРАВОГО (ЛЕВОГО) ДВИГАТЕЛЯ .....OFF
  УСИЛИТЬ КОНТРОЛЬ ЗА ВЫРАБОТКОЙ ТОПЛИВА ИЗ ЛЕВОГО (ПРАВОГО) КРЫЛЬЕВОГО БАКА.

- **при остатке топлива в левом (правом) крыльевом баке менее 400 кг.**

– ТОПЛИВНЫЕ НАСОСЫ ПРАВОГО (ЛЕВОГО) ДВИГАТЕЛЯ .....ON
– ТОПЛИВНЫЕ НАСОСЫ ЛЕВОГО (ПРАВОГО) ДВИГАТЕЛЯ .....OFF
– РЕВЕРС НА ПРОБЕГЕ .....НЕ ИСПОЛЬЗОВАТЬ

FUEL TK 1L (1R) JET PMP FAULT

ОТКАЗ СТРУЙНОГО НАСОСА В ЛЕВОМ (ПРАВОМ) ОТСЕКЕ №1

ВНИМАНИЕ.
ВОЗМОЖЕН НЕВЫРАБАТЫВАЕМЫЙ ОСТАТОК ТОПЛИВА В ЛЕВОМ (ПРАВОМ) КРЫЛЬЕВОМ БАКЕ ДО 420 кг (ПРИ НАЛИЧИИ ТОПЛИВА В ЛЕВОМ (ПРАВОМ) ОТСЕКЕ №1).

– ПЛАН ПОЛЕТА .....УТОЧНИТЬ

3.10.29 ГИДРАВЛИЧЕСКАЯ СИСТЕМА

HYD HS1 LO PR

МАЛО ДАВЛЕНИЕ В ГИДРОСИСТЕМЕ HS1

■ **<u>В полёте на высоте менее 20 000 ft</u>**

- Если давление гидрожидкости HS1 и давление в газовой полости RSVR HS1 менее 1800 psi или данные о давлении недостоверны:
  - ELEC1.....ON
- Если через 15 с сообщение **HYD HS1 LO PR** не пропало:
  - ELEC1.....OFF

ПОСАДОЧНАЯ ДИСТАНЦИЯ УВЕЛИЧИВАЕТСЯ НА.....67%

Не работают:

- *Автоматическое торможение.*
- *Тормоза внутренних колёс.*
- *Внешние воздушные тормоза.*
- *Внутренние интерцепторы.*
- *Реверс левого двигателя*

– ПЕДАЛЬНОЕ ТОРМОЖЕНИЕ ..... ПРИМЕНИТЬ

HYD HS1 HI TEMP

ВЫСОКАЯ ТЕМПЕРАТУРА ГИДРОЖИДКОСТИ В ГИДРОСИСТЕМЕ HS1

- **При одновременно работающих EDP1 и ELEC1:**

– ELEC1 .....OFF
– ТЕМПЕРАТУРУ В HS1 .....КОНТРОЛИРОВАТЬ

HYD HS1 OVERHEAT

ПЕРЕГРЕВ ГИДРОЖИДКОСТИ В ГИДРОСИСТЕМЕ HS1

- **При наличии сообщения HYD HS1 SOV FAULT**

– РЕЖИМ РАБОТЫ ЛЕВОГО ДВИГАТЕЛЯ ..... УМЕНЬШИТЬ

Левому двигателю установить минимально-допустимый по условиям полёта режим работы.

LAND ASAP

- **Если клапан SOV в HS1 закрыт и** через 15 мин **сообщение HYD HS1 OVERHEAT не пропало:**

– ELEC1 ..... OFF
– ПО СООБЩЕНИЮ **HYD HS1 LO PR**. ..... ДЕЙСТВИЙ НЕ ТРЕБУЕТСЯ
ПОСАДОЧНАЯ ДИСТАНЦИЯ УВЕЛИЧИВАЕТСЯ НА 67%

Не работают:

- *Автоматическое торможение*
- *Тормоза внутренних колёс*
- *Внешние воздушные тормоза*
- *Внутренние интерцепторы*
- *Реверс левого двигателя*

– ПЕДАЛЬНОЕ ТОРМОЖЕНИЕ ..... ПРИМЕНИТЬ

HYD HS1 LO LVL

МАЛ ОБЪЁМ ГИДРОЖИДКОСТИ В ГИДРОСИСТЕМЕ HS1

– RECIRC НА ПУЛЬТЕ AIR ..... OFF
ПОСАДОЧНАЯ ДИСТАНЦИЯ УВЕЛИЧИВАЕТСЯ НА 67%

НЕ РАБОТАЮТ:

- *Автоматическое торможение*
- *Тормоза внутренних колёс*
- *Внешние воздушные тормоза*
- *Внутренние интерцепторы*
- *Реверс левого двигателя*
- *Уборка и основной выпуск шасси*

– ВЫПУСК ШАССИ ..... АВАРИЙНО
– ПЕДАЛЬНОЕ ТОРМОЖЕНИЕ ..... ПРИМЕНИТЬ

HYD HS1 L ENG PMP FAULT

ОТКАЗ НАСОСА EDP1 ГИДРОСИСТЕМЫ HS1

НЕ РАБОТАЕТ:

- *Реверс левого двигателя*

HYD HS1 PTU FAULT

ОТКАЗ БЛОКА PTU ГИДРОСИСТЕМЫ HS1

– КНОПКУ-ТАБЛО PTU AUTO ..... MAN
НАДПИСЬ MAN НА КНОПКЕ-ТАБЛО PTU AUTO СВЕТИТСЯ

– КНОПКУ-ТАБЛО PTU AUTO *(ПОСЛЕ УБОРКИ/ВЫПУСКА ШАССИ)*..... AUTO
НАДПИСЬ MAN НА КНОПКЕ-ТАБЛО PTU AUTO НЕ СВЕТИТСЯ

HYD HS1 SOV FAULT

ОТКАЗ КЛАПАНА SOV ГИДРОСИСТЕМЫ HS1

ДЕЙСТВИЙ НЕ ТРЕБУЕТСЯ

HYD HS2 LO PR

МАЛО ДАВЛЕНИЕ В ГИДРОСИСТЕМЕ HS2

■ **В полёте на высоте более 20 000 ft**

- Если давление гидрожидкости HS2 и давление в газовой полости RSVR HS2 менее 1800 psi или данные о давлении недостоверны:
  - ELEC2B .....ON
- Если через 15 с сообщение **HYD HS2 LO PR** пропало:
  - ELEC2B .....AUTO

    *Насосная станция ELEC2B подключится автоматически на высоте менее 20000 футов. До высоты более 20000 футов по сообщению **HYD HS2 LO PR** действий не требуется.*
- Если через 15 с сообщение **HYD HS2 LO PR** не пропало:
  - ELEC2B .....AUTO

    *Предполагается посадка с отказавшей гидросистемой HS2. До высоты более 20000 футов по сообщению **HYD HS2 LO PR** действий не требуется*

■ **В полёте на высоте менее 20 000 ft**

- Если давление гидрожидкости HS2 и давление в газовой полости RSVR HS2 менее 1800 psi или данные о давлении недостоверны:
  - ELEC2B .....ON
- Если через 15 с сообщение **HYD HS2 LO PR** не пропало:
  - ELEC2B .....OFF

    Не работают:
    - *Управление поворотом колёс передней опоры*
    - *Центральные интерцепторы*

НАПРАВЛЕНИЕ НА ВПП ВЫДЕРЖИВАТЬ, ИСПОЛЬЗУЯ РУЛЬ НАПРАВЛЕНИЯ И ДИФФЕРЕНЦИАЛЬНОЕ ТОРМОЖЕНИЕ КОЛЁС

HYD HS2 HI TEMP

ВЫСОКАЯ ТЕМПЕРАТУРА ГИДРОЖИДКОСТИ В ГИДРОСИСТЕМЕ HS2

– ТЕМПЕРАТУРУ В HS2 .....КОНТРОЛИРОВАТЬ

HYD HS2 OVERHEAT

ПЕРЕГРЕВ ГИДРОЖИДКОСТИ В ГИДРОСИСТЕМЕ HS2

- **Если насосная станция ELEC2A автоматически не отключилась *(символ ELEC2A зелёного цвета):***

– ELEC2A.....OFF

- **Если сообщение HYD HS2 OVERHEAT остается в течение 10 мин**

– ELEC2B.....OFF
– ПО СООБЩЕНИЮ **HYD HS2 LO PR** .....ДЕЙСТВИЙ НЕ ТРЕБУЕТСЯ

Не работают:

- *Управление поворотом колёс передней опоры*
- *Центральные интерцепторы*

НАПРАВЛЕНИЕ НА ВПП ВЫДЕРЖИВАТЬ, ИСПОЛЬЗУЯ РУЛЬ НАПРАВЛЕНИЯ И ДИФФЕРЕНЦИАЛЬНОЕ ТОРМОЖЕНИЕ КОЛЁС

HYD HS2 LO LVL

МАЛ ОБЪЁМ ГИДРОЖИДКОСТИ В ГИДРОСИСТЕМЕ HS2

– RECIRC НА ПУЛЬТЕ AIR.....OFF
– ПО СООБЩЕНИЮ **HYD HS2 LO PR**.....ДЕЙСТВИЙ НЕ ТРЕБУЕТСЯ

Не работают:

- *Управление поворотом колёс передней опоры*
- *Центральные интерцепторы*

НАПРАВЛЕНИЕ НА ВПП ВЫДЕРЖИВАТЬ, ИСПОЛЬЗУЯ РУЛЬ НАПРАВЛЕНИЯ И ДИФФЕРЕНЦИАЛЬНОЕ ТОРМОЖЕНИЕ КОЛЁС

HYD HS2 ELEC2A FAULT

ОТКАЗ НАСОСНОЙ СТАНЦИИ ELEC2A ГИДРОСИСТЕМЫ HS2

ДЕЙСТВИЙ НЕ ТРЕБУЕТСЯ

HYD HS2 ELEC2B FAULT

ОТКАЗ НАСОСНОЙ СТАНЦИИ ELEC2B ГИДРОСИСТЕМЫ HS2

ДЕЙСТВИЙ НЕ ТРЕБУЕТСЯ

HYD HS2 ELEC2B OVERHEAT

ПЕРЕГРЕВ ЭЛЕКТРОДВИГАТЕЛЯ НАСОСНОЙ СТАНЦИИ ELEC2B ГИДРОСИСТЕМЫ HS2

■ **В полёте при 2-х работающих двигателях**

– ELEC2B ..... OFF

HYD HS2 ELEC2B BRHS WORN

ИЗНОС ЩЁТОК ЭЛЕКТРОДВИГАТЕЛЯ НАСОСНОЙ СТАНЦИИ ELEC2B ГИДРОСИСТЕМЫ HS2

ДЕЙСТВИЙ НЕ ТРЕБУЕТСЯ

HYD HS2 TEMP DET FAULT

ОТКАЗ ДАТЧИКОВ ТЕМПЕРАТУРЫ ГИДРОСИСТЕМЫ HS2

ДЕЙСТВИЙ НЕ ТРЕБУЕТСЯ

HYD HS3 LO PR

МАЛО ДАВЛЕНИЕ В ГИДРОСИСТЕМЕ HS3

■ **В полёте на высоте менее 20 000 ft:**

● **Если давление гидрожидкости HS3 и давление в газовой полости RSVR HS3 менее 1800 psi или данные о давлении недостоверны:**

– ELEC3 ..... ON

● **Если через 15 с сообщение HYD H31 LO PR не пропало:**

– ELEC3 ..... OFF
– ПОСАДОЧНАЯ ДИСТАНЦИЯ УВЕЛИЧИВАЕТСЯ НА 67%

Не работают:

- *Автоматическое торможение*
- *Тормоза внешних колёс*
- *Внутренние воздушные тормоза*
- *Внешние интерцепторы*
- *Реверс правого двигателя*

– ПЕДАЛЬНОЕ ТОРМОЖЕНИЕ ..... ПРИМЕНИТЬ

HYD HS3 HI TEMP

ВЫСОКАЯ ТЕМПЕРАТУРА ГИДРОЖИДКОСТИ В ГИДРОСИСТЕМЕ HS3

● **При одновременно работающих EDP3 и ELEC3**

– ELEC3 ..... OFF
– ТЕМПЕРАТУРУ В HS3 ..... КОНТРОЛИРОВАТЬ

HYD HS3 OVERHEAT

ПЕРЕГРЕВ ГИДРОЖИДКОСТИ В ГИДРОСИСТЕМЕ HS3

- **При наличии сообщения HYD HS3 SOV FAULT**

– РЕЖИМ РАБОТЫ ПРАВОГО ДВИГАТЕЛЯ ..... УМЕНЬШИТЬ

Установить режим работы правого двигателя минимально-допустимый по условиям полёта

LAND ASAP

- **Если клапан SOV в HS3 закрыт и через 10 мин сообщение HYD HS3 OVERHEAT не пропало:**

– ELEC3 ..... OFF

– ПО СООБЩЕНИЮ «HYD HS3 LO PR» ..... ДЕЙСТВИЙ НЕ ТРЕБУЕТСЯ

ПОСАДОЧНАЯ ДИСТАНЦИЯ УВЕЛИЧИВАЕТСЯ НА..... 67%

Не работают:

- *Автоматическое торможение*
- *Тормоза внешних колёс*
- *Внутренние воздушные тормоза*
- *Внешние интерцепторы*
- *Реверс правого двигателя*

– ПЕДАЛЬНОЕ ТОРМОЖЕНИЕ ..... ПРИМЕНИТЬ

<u>ВНИМАНИЕ:</u>

РУЧНОЕ ВКЛЮЧЕНИЕ БЛОКА PTU ЗАПРЕЩЕНО

HYD HS3 LO LVL

МАЛ ОБЪЁМ ГИДРОЖИДКОСТИ В ГИДРОСИСТЕМЕ HS3

– КНОПКА-ТАБЛО RECIRC НА ПУЛЬТЕ AIR ..... OFF

ПОСАДОЧНАЯ ДИСТАНЦИЯ УВЕЛИЧИВАЕТСЯ НА..... 67%

НЕ РАБОТАЮТ:

- *Автоматическое торможение*
- *Тормоза внешних колёс*
- *Внутренние воздушные тормоза*
- *Внешние интерцепторы*
- *Реверс правого двигателя*

– ПЕДАЛЬНОЕ ТОРМОЖЕНИЕ ..... ПРИМЕНИТЬ

HYD HS3 R ENG PMP FAULT

ОТКАЗ НАСОСА EDP3 ГИДРОСИСТЕМЫ HS3

НЕ РАБОТАЕТ:

- *Реверс правого двигателя*

ВНИМАНИЕ:
РУЧНОЕ ВКЛЮЧЕНИЕ БЛОКА PTU ЗАПРЕЩЕНО

HYD HYD3 SOV FAULT

ОТКАЗ КЛАПАНА SOV ГИДРОСИСТЕМЫ HS3

ДЕЙСТВИЙ НЕ ТРЕБУЕТСЯ

HYD HS1 CONTROLLER FAULT

ОТКАЗ КАНАЛА «A» БЛОКА HSCU

– ПАРАМЕТРЫ ГИДРОСИСТЕМ HS1 И HS2 .....КОНТРОЛИРОВАТЬ
– ELEC1 (ПЕРЕД ВЫПУСКОМ ШАССИ) .....ON

HYD HS3 CONTROLLER FAULT

ОТКАЗ КАНАЛА «B» БЛОКА HSCU

– ПАРАМЕТРЫ ГИДРОСИСТЕМ HS2 И HS3 .....КОНТРОЛИРОВАТЬ
– ELEC3 (ПЕРЕД ВЫПУСКОМ ШАССИ) .....ON
– КНОПКА-ТАБЛО PTU AUTO (ПЕРЕД ВЫПУСКОМ ШАССИ) .....MAN
НАДПИСЬ MAN НА КНОПКЕ-ТАБЛО PTU AUTO СВЕТИТСЯ
– КНОПКА-ТАБЛО PTU AUTO (ПОСЛЕ ВЫПУСКА ШАССИ) .....AUTO
НАДПИСЬ «MAN» НА КНОПКЕ-ТАБЛО «PTU AUTO» НЕ СВЕТИТСЯ

HYD HS ELEC PMP NOT AUTO

НАСОСНАЯ СТАНЦИЯ ГИДРОСИСТЕМЫ НЕ В РЕЖИМЕ AUTO

Примечание:
Сообщение индицируется только на земле перед запуском двигателей.

– ELEC1 .....ПРОВЕРИТЬ/УСТАНОВИТЬ AUTO
– ELEC2A.....ПРОВЕРИТЬ/УСТАНОВИТЬ AUTO
– ELEC2B.....ПРОВЕРИТЬ/УСТАНОВИТЬ AUTO
– ELEC3 .....ПРОВЕРИТЬ/УСТАНОВИТЬ AUTO

HYD HS1 PTU NOT AUTO

УПРАВЛЕНИЕ БЛОКОМ PTU ГИДРОСИСТЕМЫ HS1 НЕ В РЕЖИМЕ AUTO

Примечание:
*Сообщение индицируется только на земле перед запуском двигателей совместно с сообщением **HYD HS1 PTU FAULT**.*

– КНОПКА-ТАБЛО PTU AUTO.....ПРОВЕРИТЬ/УСТАНОВИТЬ AUTO
  НАДПИСЬ «MAN» НА КНОПКЕ-ТАБЛО «PTU AUTO» НЕ СВЕТИТСЯ

HYD HS NOT READY

ГИДРОСИСТЕМА НЕ ГОТОВА

Примечание:
Сообщение индицируется только на земле перед запуском двигателей.

– ОБЪЁМ ГИДРОЖИДКОСТИ В ГИДРОСИСТЕМАХ
  HS1, HS2, HS3 .....ПРОВЕРИТЬ
– ДАВЛЕНИЕ В ГАЗОВОЙ ПОЛОСТИ В ГИДРОСИСТЕМАХ
  HS1, HS2, HS3 .....ПРОВЕРИТЬ

HYD HS1+HS3 LO PR

МАЛО ДАВЛЕНИЕ В ГИДРОСИСТЕМАХ HS1 И HS3

– ELEC1 .....OFF

- **Если через 15 с сообщение HYD HS1+HS3 LO PR не пропало:**

– ELEC3 .....OFF

LAND ASAP

■ **<u>В полёте на высоте менее 20 000 ft</u>**

– ELEC1.....ON

- **Если через 15 с сообщение HYD HS1+HS3 LO PR не пропало:**

– ELEC1.....OFF
– ELEC3.....ON

- **Если через 15 с сообщение HYD HS1+HS3 LO PR не пропало:**

– ELEC3.....OFF
ПОСАДОЧНАЯ ДИСТАНЦИЯ УВЕЛИЧИВАЕТСЯ НА 67%

– МАКСИМАЛЬНО-ДОПУСТИМАЯ
БОКОВАЯ СОСТАВЛЯЮЩАЯ ВЕТРА .....10 м/с

Не работают:

- *Основное торможение*
- *Уборка и основной выпуск шасси*
- *Воздушные тормоза*
- *Внешние и внутренние интерцепторы*
- *Реверс левого и правого двигателя*

– ВЫПУСК ШАССИ.....АВАРИЙНО
– РЕВЕРС .....НЕ ИСПОЛЬЗОВАТЬ
– PARK/ALT BRAKE..... ПРИМЕНИТЬ

HYD HS1+HS2 LO PR

МАЛО ДАВЛЕНИЕ В ГИДРОСИСТЕМАХ HS1 И HS2

– ELEC1 .....OFF

- **Если через 15 с сообщение HYD HS1+HS2 LO PR не пропало:**

– ELEC2B .....ON

- **Если через 15 с сообщение HYD HS1+HS2 LO PR пропало:**

– A/P (ПРИ НЕОБХОДИМОСТИ).....ПОДКЛЮЧИТЬ
– ЭШЕЛОН ПОЛЁТА .....УМЕНЬШИТЬ (ПРИ НЕОБХОДИМОСТИ)

Примечание:
1) Продолжительность полёта на эшелоне (из-за ограничения времени работы ELEC2B на высоте) определяется по таблице.
2) Время работы ELEC2B отсчитывается с момента включения до занятия выбранного эшелона.

Эшелон [FL]	400	390	370	350	330	310
Время [мин.]	17	19	22	24	26	32
Эшелон [FL]	290	280	270	260	250	
Время [мин.]	38	42	45	52	без ограничения	

- **Если через 15 с сообщение HYD HS1+HS2 LO PR не пропало:**

– ELEC2B .....AUTO

LAND ASAP

■ **<u>В полёте на высоте менее 20 000 ft</u>**

– ELEC1 .....ON

- **Если через 15 с сообщение HYD HS1+HS2 LO PR не пропало:**

– ELEC1 .....OFF
– ELEC2A.....ON

- **Если через 15 с сообщение HYD HS1+HS2 LO PR не пропало:**

– ELEC2A.....OFF
– ELEC2B.....OFF

ПОСАДОЧНАЯ ДИСТАНЦИЯ УВЕЛИЧИВАЕТСЯ НА 67%

– МАКСИМАЛЬНО-ДОПУСТИМАЯ
БОКОВАЯ СОСТАВЛЯЮЩАЯ ВЕТРА .....7 м/с

Не работают:

- *Правый руль высоты*
- *Левый элерон*
- *Торможение внутренних колёс*
- *Автоматическое торможение*
- *Внешние воздушные тормоза*
- *Центральные и внутренние интерцепторы*
- *Управление поворотом колёс передней опоры*
- *Реверс левого двигателя*

– РЕВЕРС НА ПОСАДКЕ .....НЕ ИСПОЛЬЗОВАТЬ
– ПЕДАЛЬНОЕ ТОРМОЖЕНИЕ ..... ПРИМЕНИТЬ

HYD HS2+HS3 LO PR

МАЛО ДАВЛЕНИЕ В ГИДРОСИСТЕМАХ HS2 И HS3

– ELEC3 .....OFF

- **Если через 15 с сообщение HYD HS2+HS3 LO PR не пропало:**

– ELEC2B .....ON

- **Если через 15 с сообщение HYD HS2+HS3 LO PR пропало:**

– AP (ПРИ НЕОБХОДИМОСТИ).....ON
– ЭШЕЛОН ПОЛЁТА .....УМЕНЬШИТЬ (ПРИ НЕОБХОДИМОСТИ)

Примечание:
1) Продолжительность полёта на эшелоне (из-за ограничения времени работы ELEC2B на высоте) определяется по таблице.
2) Время работы ELEC2B отсчитывается с момента включения до занятия выбранного эшелона.

Эшелон [FL]	400	390	370	350	330	310
Время [мин.]	17	19	22	24	26	32
Эшелон [FL]	290	280	270	260	250	
Время [мин.]	38	42	45	52	без ограничения	

- **Если через 15 с сообщение HYD HS2+HS3 LO PR не пропало:**

– ELEC2B ..... AUTO

LAND ASAP

■ **<u>В полёте на высоте менее 20 000 ft</u>**

– ELEC3 .....ON

- **Если через 15 с сообщение HYD HS2+HS3 LO PR не пропало:**

  – ELEC3 .....OFF
  – ELEC2A.....ON

- **Если через 15 с сообщение HYD HS2+HS3 LO PR не пропало:**

  – ELEC2A.....OFF
  – ELEC2B.....OFF

  ПОСАДОЧНАЯ ДИСТАНЦИЯ УВЕЛИЧИВАЕТСЯ НА 67%

  – МАКСИМАЛЬНО-ДОПУСТИМАЯ БОКОВАЯ СОСТАВЛЯЮЩАЯ ВЕТРА .....7 м/с

Не работают:

- *Левый руль высоты*
- *Правый элерон*
- *Торможение внешних колёс*
- *Автоматическое торможение*
- *Внутренние воздушные тормоза*
- *Центральные и внешние интерцепторы*
- *Управление поворотом колёс передней опоры*
- *Реверс правого двигателя*

– РЕВЕРС.....НЕ ИСПОЛЬЗОВАТЬ
– ПЕДАЛЬНОЕ ТОРМОЖЕНИЕ..... ПРИМЕНИТЬ

ВНИМАНИЕ:
РУЧНОЕ ВКЛЮЧЕНИЕ БЛОКА PTU ЗАПРЕЩЕНО

HYD HS1+2+3 CTRL FAULT

ОТКАЗ БЛОКА HSCU

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ:

ПРИ РУЧНОМ УПРАВЛЕНИИ ГИДРОСИСТЕМОЙ СОБЛЮДАТЬ СЛЕДУЮЩИЕ ОГРАНИЧЕНИЯ:

- *Не включать ELEC2B при работающей ELEC2A*
- *При 1-м работающем генераторе не допускать одновременную работу двух и более насосных станций переменного тока более 30 с*
- *Не включать блок PTU при неработающем насосе EDP3*

Примечание:
1) Продолжительность полёта на эшелоне (из-за ограничения времени работы ELEC2B на высоте) определяется по таблице.
2) Время работы ELEC2B отсчитывается с момента включения до занятия выбранного эшелона.

Эшелон [FL]	410	390	370	350	330	310	290
Время [мин.]	16	19	22	24	26	32	38
Эшелон[FL]	280	270	260	250	240	230	220
Время [мин.]	42	45	52	60	70	83	без ограничения

ГИДРОСИСТЕМЫ HS1, HS2, HS3 ПОВЫШЕННЫЙ КОНТРОЛЬ ПО ТАБЛО LO-PR И ПО МНЕМОКАДРУ HYD

Примечание:
Из-за отсутствия автоматического управления насосными станциями падает давление в HS2. До ручного включения насосных станций действий по табло LO-PR гидросистемы HS2 не требуется.

Примечание:
При включении табло LO-PR гидросистемы HS1, HS2 или HS3 действия выполнять как по сообщению HYD HS1 (2/3) LO PR

- **При 2-х работающих генераторах:**

– ELEC2A.....ON
– ELEC1.....OFF
– ELEC2B.....OFF
– ELEC3.....OFF

■ **<u>При заходе на посадку перед выпуском шасси:</u>**

– ELEC1.....ON
– ELEC3.....ON
– КНОПКУ-ТАБЛО PTU AUTO.....MAN

Надпись MAN на кнопке-табло PTU AUTO светится

– КНОПКУ ТАБЛО PTU AUTO (ПОСЛЕ ВЫПУСКА ШАССИ).....AUTO

Надпись MAN на кнопке-табло PTU AUTO не светится

- **При 1-м работающем генераторе:**

– ELEC2A.....OFF
– ELEC2B.....ON
– ELEC1.....OFF
– ELEC3.....OFF

■ **<u>При заходе на посадку перед выпуском шасси</u>**

– ELEC3.....ON
– КНОПКУ-ТАБЛО PTU AUTO.....MAN

Надпись MAN на кнопке-табло PTU AUTO светится

– КНОПКУ-ТАБЛО PTU AUTO *(После выпуска шасси)*.....AUTO

Надпись MAN на кнопке-табло PTU AUTO не светится

3.10.30 ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНАЯ СИСТЕМА

A-ICE WING FAULT

ОТКАЗ ПОС КРЫЛА.

– ЗОНУ ОБЛЕДЕНЕНИЯ.....ПОКИНУТЬ

При невозможности покинуть зону обледенения выполняйте полёт с учётом изменений аэродинамических характеристик самолёта, выдерживайте угол атаки в пределах зеленого сектора. Примите решение о плане полёта.

■ **заход на посадку в условиях обледенения:**

– FLAPS .....FLAPS 3
– СКОРОСТЬ.....V_{APP}
– УГОЛ АТАКИ.....КОНТРОЛИРОВАТЬ

■ **после посадки:**

– МЕХАНИЗАЦИЮ ..... НЕ УБИРАТЬ

УБОРКУ МЕХАНИЗАЦИИ ВЫПОЛНИТЬ ПОСЛЕ УСТРАНЕНИЯ ОТЛОЖЕНИЙ ЛЬДА НА ПОВЕРХНОСТИ КРЫЛА.

A-ICE WING AUTO FAULT

ОТКАЗ АВТОМАТИКИ ПОС КРЫЛА

УПРАВЛЯТЬ ПОС КРЫЛА ВРУЧНУЮ С ПОМОЩЬЮ ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЯ ANTI-ICE WING ПО НАЛИЧИЮ СООБЩЕНИЯ ICE DETECTED

■ **заход на посадку в условиях обледенения:**

– FLAPS .....FLAPS 3
– СКОРОСТЬ.....V_{APP}
– УГОЛ АТАКИ.....КОНТРОЛИРОВАТЬ

■ **после посадки:**

– МЕХАНИЗАЦИЮ ..... НЕ УБИРАТЬ

УБОРКУ МЕХАНИЗАЦИИ ВЫПОЛНИТЬ ПОСЛЕ УСТРАНЕНИЯ ОТЛОЖЕНИЙ ЛЬДА НА ПОВЕРХНОСТИ КРЫЛА.

A-ICE WING LO POWER

НИЗКАЯ ЭФФЕКТИВНОСТЬ ПОС КРЫЛА.

– ТЯГУ ДВИГАТЕЛЕЙ ..... УВЕЛИЧИТЬ

- если сообщение не пропало:
  - ANTI-ICE WING .....OFF
  - ЗОНУ ОБЛЕДЕНЕНИЯ .....ПОКИНУТЬ

При невозможности покинуть зону обледенения выполняйте полёт с учётом изменений аэродинамических характеристик самолёта, выдерживайте угол атаки в пределах зеленого сектора. Примите решение о плане полёта.

■ **заход на посадку в условиях обледенения:**

– FLAPS .....FLAPS 3
– СКОРОСТЬ ..... V_{REF} + 10 kt
– УГОЛ АТАКИ .....КОНТРОЛИРОВАТЬ

■ **после посадки:**

– МЕХАНИЗАЦИЮ ..... НЕ УБИРАТЬ
УБОРКУ МЕХАНИЗАЦИИ ВЫПОЛНИТЬ ПОСЛЕ УСТРАНЕНИЯ ОТЛОЖЕНИЙ ЛЬДА НА ПОВЕРХНОСТИ КРЫЛА.

A-ICE ENG L(R) FAULT

ОТКАЗ ПОС ЛЕВОГО(ПРАВОГО) ДВИГАТЕЛЯ.

■ **Если режим работы двигателя < N1=40%**

– THR LEVER L(R).....УВЕЛИЧИТЬ РЕЖИМ РАБОТЫ ДО N1=40%

■ **Если сообщение A-ICE ENG L(R) FAULT исчезло:**

– THR LEVER L(R)..... УСТАНОВИТЬ ТРЕБУЕМЫЙ РЕЖИМ

■ **Если режим работы двигателя > N1=40%**

– ANTI-ICE ENG L(R) .....OFF

УСИЛИТЬ КОНТРОЛЬ ЗА ПАРАМЕТРАМИ ДВИГАТЕЛЯ.
ПО ВОЗМОЖНОСТИ ПОКИНУТЬ ЗОНУ ОБЛЕДЕНЕНИЯ

A-ICE DET FAULT

ОТКАЗ ДАТЧИКА ОБЛЕДЕНЕНИЯ.

■ **перед прогнозируемым входом в зону обледенения или при наличии внешних признаков обледенения самолёта:**

– ANTI-ICE L(R) ENG .....ON
– ANTI-ICE WING .....ON

A-ICE DETECTED

ОБЛЕДЕНЕНИЕ

- **На посадке:**

– FLAPS .....FLAPS 3

ПРИ ВОЗНИКНОВЕНИИ БАФТИНГА

конфигурация FLAPS 0 и скорость менее 250 kt

- **В зоне обледенения:**

– СКОРОСТЬ ПОЛЕТА ..... УВЕЛИЧИТЬ
Плавно увеличить скорость полета до исчезновения бафтинга

- **После выхода из зоны обледенения:**
  - **Если по плану полета требуется увеличить скорость:**

  – СКОРОСТЬ ПОЛЕТА..... УВЕЛИЧИТЬ
  Плавно увеличить скорость полета до исчезновения бафтинга

  - **Если по плану полета требуется уменьшить скорость:**

  – FLAPS.....FLAPS 1

A-ICE L(R)WINDSHIELD (WINDOW) FAULT

ОТКАЗ ОБОГРЕВА ЛЕВОГО(ПРАВОГО) ЛОБОВОГО СТЕКЛА (ФОРТОЧКИ).

При ухудшении обзора через остекление перераспределите функции в экипаже. Передайте управление пилоту, имеющему лучший обзор.

A-ICE ADS 1 PROBES HTR

ОТКАЗ ОБОГРЕВА ДАТЧИКОВ ADS 1

– WINDOW, PROBE ..... MAN

- **Если отказ сохранился:**

– WINDOW, PROBE ..... AUTO
– AIR DATA ..... CAPT 3
– ADS 1 ..... OFF

A-ICE ADS 1+3 TAT HTR

ОТКАЗ ОБОГРЕВА ДАТЧИКА TAT КАНАЛОВ ADC 1+3.

ДЕЙСТВИЙ НЕ ТРЕБУЕТСЯ.

A-ICE ADS 2 PROBES HTR

ОТКАЗ ОБОГРЕВА ДАТЧИКОВ ADS 2

– WINDOW, PROBE ..... MAN

- **Если отказ сохранился:**

– WINDOW, PROBE ..... AUTO
– AIR DATA ..... F/O 3
– ADS 2 ..... OFF

A-ICE ADS 2 TAT HTR

ОТКАЗ ОБОГРЕВА ДАТЧИКА TAT КАНАЛА ADC 2.

ДЕЙСТВИЙ НЕ ТРЕБУЕТСЯ.

A-ICE STBY PROBES HTR

ОТКАЗ ОБОГРЕВА ОДНОГО ИЛИ НЕСКОЛЬКИХ ДАТЧИКОВ ОБЕСПЕЧИВАЮЩИХ РАБОТУ IESI.

■ **<u>в условиях обледенения:</u>**

– РЕЗЕРВНЫЙ ПРИБОР IESI ..... НЕ ИСПОЛЬЗОВАТЬ

A-ICE ADS 3 PROBES HTR

ОТКАЗ ОБОГРЕВА ДАТЧИКОВ ADS 3

– WINDOW, PROBE ..... MAN

- **Если отказ сохранился:**

– WINDOW, PROBE ..... AUTO
– AIR DATA ..... NORM
– ADS 3 ..... OFF

■ **<u>в условиях обледенения:</u>**

– IESI ПОКАЗАНИЯ ВЫСОТЫ И СКОРОСТИ ..... НЕ ИСПОЛЬЗОВАТЬ

3.10.31 ПРИБОРНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

CDS CPT PFD/MFD DISAGREE

НЕСООТВЕТСТВИЕ ИНФОРМАЦИИ НА PFD И MFD КВС (2/П)

– PFD ..... X-CHECK

- при несоответствии:
  - CAPT (F/O) PFD ..... OFF / ON
  - CAPT (F/O) PFD/ND ..... XFR
- при неудачной попытке:
  - CAPT (F/O) PFD ..... OFF
- при отсутствии несоответствия:
  - CAPT (F/O) MFD ..... OFF / ON
- при неудачной попытке:
  - CAPT (F/O) MFD ..... OFF

CDS F/O PFD/MFD DISAGREE

НЕСООТВЕТСТВИЕ ИНФОРМАЦИИ НА MFD 2/П И EWD

– EWD ..... X-CHECK

- при несоответствии:
  - F/O MFD ..... OFF / ON
  - F/O MFD ..... EWD
- при неудачной попытке:
  - F/O MFD ..... OFF
- при отсутствии несоответствия:
  - EWD ..... OFF / ON
- при неудачной попытке:
  - EWD ..... OFF

CDS F/O PFD/EWD DISAGREE

НЕСООТВЕТСТВИЕ ИНФОРМАЦИИ НА PFD 2/П И EWD

– CAPT MFD .....EWD
– EWD .....X-CHECK
- при несоответствии:
  – EWD..... OFF / ON
- при неудачной попытке:
  – EWD.....OFF
- при отсутствии несоответствия:
  – F/O PFD..... OFF / ON
- при неудачной попытке:
  – F/O PFD.....OFF

CDS CAPT (F/O) PFD FAULT

ОТКАЗ PFD КВС (2/П)

– CPT PFD (F/O) ..... OFF / ON
- при неудачной попытке:
  – CPT PFD (F/O) .....OFF

Примечание:
Индикация CAPT (F/O) PFD автоматически перейдет на CAPT(F/O) MFD.

CDS CAPT (F/O) MFD FAULT

ОТКАЗ MFD КВС (2/П)

– CPT (F/O) MFD ..... OFF / ON
- при неудачной попытке:
  – CPT (F/O) MFD .....OFF

Примечание:
CAPT (F/O) может переключить индикацию CAPT (F/O) MFD на CAPT (F/O) PFD кнопкой CAPT (F/O) PFD/ND.

CDS EWD FAULT

ОТКАЗ EWD

– EWD ..... OFF / ON
  - при неудачной попытке:
    – EWD.....OFF

Примечание:
Индикация EWD автоматически перейдет на CAPT MFD.

CDS CAPT (F/O) EFIS CP FAULT

ОТКАЗ ПУЛЬТА EFIS КВС (2П)

– F/O (CAPT) EFIS..... ИСПОЛЬЗОВАТЬ
– XPDR 2(1) ..... ИСПОЛЬЗОВАТЬ

FWS FWS1 (2) FAULT

ОТКАЗ СИСТЕМЫ FWS1 (2)

ДЕЙСТВИЙ НЕ ТРЕБУЕТСЯ

AVNCS DEGRADED

УХУДШЕНИЕ ПАРАМЕТРОВ РАБОТЫ АВИОНИКИ

– НА РУЧНОЕ УПРАВЛЕНИЕ САМОЛЕТОМ .....ПЕРЕЙТИ
– СОСТОЯНИЕ СИСТЕМ (ПО ДВУМ MFD).....КОНТРОЛИРОВАТЬ
ПРИ НАЛИЧИИ ИНДИКАЦИИ ИСПРАВНОСТИ ХОТЯ БЫ НА ОДНОМ ИЗ ДВУХ MFD, СЧИТАТЬ КОМПОНЕНТ СИСТЕМЫ ИСПРАВНЫМ.
– ДУБЛИРУЮЩУЮ СИГНАЛИЗАЦИЮ ..... ИСПОЛЬЗОВАТЬ
– ЗАХОД НА ПОСАДКУ ..... ПСП

СТАТУС

– Потеряна функция T^2CAS “CLIMB INHIBIT”, устанавливающая предел по скорости набора 1500 ft/min.
– Потеряна возможность перенастройки радиостанции HF1(2).

ОТКАЗАВШИЕ СИСТЕМЫ

См. ниже

ОТКАЗАВШИЕ СИСТЕМЫ С ИНДИКАЦИЕЙ НА EWD

AUTO FLT

- **AP OFF**
- **A/T OFF**
- **FLT SYSTEM FAULT**

BRAKE

- **BRAKE DEGRADED**
- **TEMP DET FAULT**

SURV

- **TAWS SYS FAULT**

TERR FAULT

NAV

- **GPS 1(2) FAULT**
- **VOR 1(2) FAULT**
- **DME 1(2) FAULT**
- **ADF 1(2) FAULT**
- **ILS 1(2) FAULT**

Примечание: Возможна индикация текстовых сообщений FWS FWS1(2) FAULT, NAV RA 1(2) FAULT, SWS SPD STALL WARN FAULT, SURV WXR FAULT, SWS SPD STALL WARN DEGRD

ДРУГИЕ ОТКАЗАВШИЕ СИСТЕМЫ И ОБОРУДОВАНИЕ

- **HF1(2)**

ЛОЖНЫЕ ТЕКСТОВЫЕ СООБЩЕНИЯ НА EWD

AVNCS

- **DCA1(2) FAULT**

CDS

- **CAPT(F/O) PFD FAULT**
- **CAPT(F/O) MFD FAULT**
- **CDS EWD FAULT**

ELEC

- **L(R) AC BUS FAULT**
- **L(R) DC ESS BUS FAULT**

ЛОЖНАЯ ИНДИКАЦИЯ НА МНЕМОКАДРЕ

FCTL

Индикация о недостоверности данных о текущем значении угла отклонения и положения горизонтального стабилизатора

AVNCS DCA 1 (2) FAULT

ОТКАЗ ПРОГРАММНОГО ПРИЛОЖЕНИЯ КОНЦЕНТРАТОРА ДАННЫХ DCA1 (2)

– НА РУЧНОЕ УПРАВЛЕНИЕ САМОЛЕТОМ .....ПЕРЕЙТИ
– СОСТОЯНИЕ СИСТЕМ (ПО ДВУМ MFD).....КОНТРОЛИРОВАТЬ
ПРИ НАЛИЧИИ ИНДИКАЦИИ ИСПРАВНОСТИ ХОТЯ БЫ НА ОДНОМ ИЗ ДВУХ MFD, СЧИТАТЬ КОМПОНЕНТ СИСТЕМЫ ИСПРАВНЫМ
– ДУБЛИРУЮЩУЮ СИГНАЛИЗАЦИЮ ..... ИСПОЛЬЗОВАТЬ
– XPDR 2 (1). ..... ИСПОЛЬЗОВАТЬ
– HF2 (1)..... ИСПОЛЬЗОВАТЬ
– WXR (ПРИ ОТКАЗЕ DCA2).....OFF
– ЗАХОД..... ПСП

СТАТУС

– Потеряна функция T^2CAS “CLIMB INHIBIT”, устанавливающая предел по скорости набора 1500 ft/mn. – Потеряна возможность перенастройки радиостанции HF1 (2). – Потеря звуковой сигнализации “OVERSPEED” и речевых сообщений “STALL”, “SPEED, SPEED, SPEED”.	**ОТКАЗАВШИЕ СИСТЕМЫ** См. ниже

ОТКАЗАВШИЕ СИСТЕМЫ С ИНДИКАЦИЕЙ НА EWD

AUTO FLT	NAV	SURV
• AP OFF • A/T OFF • FLT SYSTEM FAULT	• GPS 1 (2) FAULT • RA 1 (2) FAULT • VOR 1 (2) FAULT • DME 1 (2) FAULT • ADF 1 (2) FAULT • ILS 1 (2) FAULT	• TAWS SYS FAULT • TERR FAULT • (WXR) FAULT
BRAKE		**SWS**
• TEMP DET FAULT		• SPD STALL WARN FAULT

ДРУГИЕ ОТКАЗАВШИЕ СИСТЕМЫ И ОБОРУДОВАНИЕ

• XPDR 1 (2)	• HF1 (2)	• (WXR)

ЛОЖНЫЕ ТЕКСТОВЫЕ СООБЩЕНИЯ НА EWD

ELEC		
• L (R) AC BUS FAULT		

ЛОЖНАЯ ИНДИКАЦИЯ НА МНЕМОКАДРЕ

FCTL

Индикация о недостоверности данных о текущем значении угла отклонения и положения горизонтального стабилизатора

AVNCS DCA 3 FAULT

ОТКАЗ DCA3

СТАТУС

– Для настройки ILS использовать RMP
– Потеря звуковой сигнализации “OVERSPEED” и речевых сообщений “STALL”, “SPEED, SPEED, SPEED”

ОТКАЗАВШИЕ СИСТЕМЫ

DCA3

AVNCS DCA 11 (12) (13) (21) (22) (23) FAULT

ОТКАЗ DCA 11 (12) (13) (21) (22) (23)

ДЕЙСТВИЙ НЕ ТРЕБУЕТСЯ

SWS SPD STALL WARN FAULT

ОТКАЗ СИСТЕМЫ ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ О СВАЛИВАНИИ (SWA 1 И SWA 2) И ИНДИКАЦИИ ОГРАНИЧЕНИЙ ПО СКОРОСТИ И УГЛУ АТАКИ

КОНТРОЛЬ ПАРАМЕТРОВ ПОЛЕТА ..... УСИЛИТЬ

CAS MESSAGES NOT AVAIL

ТЕКСТОВЫЕ СООБЩЕНИЯ НЕ ДОСТУПНЫ НА EWD

– EWD НА MFD 1 (2) ..... ОТОБРАЗИТЬ
  - при сохранении отказа:
    – ДУБЛИРУЮЩУЮ СИГНАЛИЗАЦИЮ И ПРИЗНАКИ ОТКАЗОВ ..... ИСПОЛЬЗОВАТЬ
    – ПРОСМОТР МНЕМОКАДРОВ ..... ИСПОЛЬЗОВАТЬ

СТАТУС

– Отказ кнопки-табло WARN, кнопки-табло CAUT и звуковой сигнализации, кроме звуковой сигнализации систем TAWS/TCAS.

- **Система FWS1**
- **Система FWS2**

3.10.32 ШАССИ

BRAKE MAIN BRK FAULT

ОТКАЗ ОСНОВНОЙ СИСТЕМЫ ТОРМОЖЕНИЯ

■ **перед посадкой:**

– FLAPS ..... FULL

Посадку по возможности произвести с массой близкой к минимальной посадочной массе

■ **после приземления:**

– МНЕМОКАДР «BRAKE» ..... ВЫЗВАТЬ
– РЕВЕРС ТЯГИ MAX ..... ИСПОЛЬЗОВАТЬ
– SPEED BRAKE ..... FULL
– PARK / ALT BRAKE ..... ПРИМЕНИТЬ

На ВПП резервное торможение выполнять в импульсном режиме вытягиванием на 1-2 с. и отпусканием на 1 с.
Вытягивание рукоятки осуществлять на ход, при котором на мнемокадре «Brake», зеленый столбик давления в тормозах не превышает метки рекомендованной величины давления в тормозах при применении запасного торможения.

■ **после полной остановки на ВПП:**

– СТОЯНОЧНЫЙ ТОРМОЗ ..... УСТАНОВИТЬ
– СИНОПТИЧЕСКУЮ СТРАНИЦУ FCTL/BRAKE ..... ВЫЗВАТЬ

При наличии давления зарядки гидроаккумулятора стояночного торможения более 1400 psi выполнить сруливание с ВПП

При отсутствии давления в гидроаккумуляторах стояночного торможения:

– ТЯГАЧ ДЛЯ БУКСИРОВКИ ..... ВЫЗВАТЬ

Примечание: Антиюзовая автоматика в режиме запасного торможения не работает. Дифференциальное торможение колес не обеспечивается.

Полная емкость гидроаккумуляторов обеспечивает выполнение не менее 6 циклов полного вытягивания и отпускания рукоятки.

BRAKE PARK/ALTN FAULT

ОТКАЗ СТОЯНОЧНО/ЗАПАСНОГО ТОРМОЖЕНИЯ

– ПЕДАЛЬНОЕ ТОРМОЖЕНИЕ ..... ПРИМЕНИТЬ

BRAKE UNCOMMANDED BRK

САМОПРОИЗВОЛЬНОЕ ТОРМОЖЕНИЕ

■ **на выруливании:**

– РУЛЕНИЕ ..... ПРЕКРАТИТЬ

■ **на взлете на скорости меньше V_1:**

– ВЗЛЕТ ..... ПРЕКРАТИТЬ
– РУЛЕНИЕ ..... ЗАПРЕЩЕНО

■ **на взлете на скорости больше V_1:**

– ВЗЛЕТ ..... ПРОДОЛЖИТЬ

● при отсутствии «BRAKE OVERHEAT»:

– ПРИНЯТЬ РЕШЕНИЕ О ПРОДОЛЖЕНИИ ПОЛЕТА ЛИБО ПОСАДКЕ НА БЛИЖАЙШЕМ ПРИГОДНОМ АЭРОДРОМЕ.
– НА ПРОБЕГЕ ИСПОЛЬЗОВАТЬ ВОЗДУШНЫЕ ТОРМОЗА, РЕВЕРС ДВИГАТЕЛЕЙ, ПЕДАЛЬНОЕ ТОРМОЖЕНИЕ.
– НАПРАВЛЕНИЕ ВЫДЕРЖИВАТЬ, УПРАВЛЯЯ ПЕДАЛЯМИ

BRAKE LEFT (RIGHT) BRK FAULT

ОТКАЗ ТОРМОЗОВ ЛЕВОЙ ОПОРЫ

– ПЕДАЛЬНОЕ ТОРМОЖЕНИЕ ..... ПРИМЕНИТЬ
– РЕВЕРС ТЯГИ ..... ИСПОЛЬЗОВАТЬ (ПО ВОЗМОЖНОСТИ)
– НАПРАВЛЕНИЕ КОЛЕСАМИ ПЕРЕДНЕЙ ОПОРЫ И РН ..... ВЫДЕРЖИВАТЬ

● **При наличии сообщения «BRAKE DEGRADED»:**

– PARK / ALT BRAKE ..... ПРИМЕНИТЬ

BRAKE ANTISKID FAULT

ОТКАЗ АНТИЮЗОВОЙ АВТОМАТИКИ

– ПЕДАЛЬНОЕ ТОРМОЖЕНИЕ ..... ПРИМЕНИТЬ

При отказе антиюзовой автоматики, для предотвращения сноса шин, алгоритм управления тормозами обеспечивает при педальном торможении импульсный режим торможения.

BRAKE PARK/ALTN DEGRADED

УХУДШИЛАСЬ ЭФФЕКТИВНОСТЬ СТОЯНОЧНО/ЗАПАСНОГО ТОРМОЖЕНИЯ

ПРИ ЗАРУЛИВАНИИ НА СТОЯНКУ ПРИМЕНИТЬ ПЕДАЛЬНОЕ ТОРМОЖЕНИЕ.

BRAKE DEGRADED

УХУДШЕНИЕ ТОРМОЖЕНИЯ

Симметричный отказ тормозов.

■ **<u>на пробеге:</u>**

– ВОЗДУШНЫЕ ТОРМОЗА..... ПРИМЕНИТЬ
– РЕВЕРС ТЯГИ..... ИСПОЛЬЗОВАТЬ
– ПЕДАЛЬНОЕ ТОРМОЖЕНИЕ ..... ПРИМЕНИТЬ

● **При наличии сообщения «BRAKE LEFT (RIGHT) BRK FAULT»:**

– PARK / ALT BRAKE ..... ПРИМЕНИТЬ

BRAKE DIFF CAPT (F/O) FAULT

ОТКАЗ ДИФФЕРЕНЦИАЛЬНОГО ТОРМОЖЕНИЯ ОТ ПЕДАЛЕЙ ЛЕВОГО (ПРАВОГО) ПОСТА

ТОРМОЗИТЬ ПЕДАЛЯМИ ПРАВОГО (ЛЕВОГО) ПОСТА.

BRAKE OVERHEAT

ПЕРЕГРЕВ ТОРМОЗОВ

Температура тормозов колес шасси выше допустимой.

■ **на рулении или перед взлетом:**

МНЕМОКАДР «BRAKE» ..... ВЫЗВАТЬ
ОХЛАДИТЬ ТОРМОЗА (ТОРМОЗ) ДО УРОВНЯ ТЕМПЕРАТУРЫ ПРИ КОТОРОМ ЗЕЛЕНЫЙ ТРЕУГОЛЬНЫЙ ИНДЕКС НА ИНДИКАТОРЕ ТЕМПЕРАТУРЫ ТОРМОЗОВ (ТОРМОЗА) ИНДИЦИРУЕТСЯ ПОСТОЯННЫМ ЦВЕТОМ.

■ **после взлета:**

- по возможности для охлаждения шасси:
  - L/G ..... DOWN
  - МАКСИМАЛЬНАЯ СКОРОСТЬ ПОЛЕТА
  - С ВЫПУЩЕННЫМ ШАССИ ..... 255 kt

после снятия сообщения:

  - РУКОЯТКА LDG GEAR ..... UP

■ **после уборки шасси:**

- для охлаждения шасси:
  - МАКСИМАЛЬНАЯ СКОРОСТЬ ПОЛЕТА
  - ПРИ ВЫПУСКЕ ШАССИ ..... 255 kt
  - L/G ..... DOWN
  - МАКСИМАЛЬНАЯ СКОРОСТЬ ПОЛЕТА С ВЫПУЩЕННЫМ ШАССИ ..... 255 kt
- после снятия сообщения:
  - РУКОЯТКА LDG GEAR ..... UP

BRAKE AUTO BRK FAULT

ОТКАЗ СИСТЕМЫ АВТОМАТИЧЕСКОГО ТОРМОЖЕНИЯ

■ **на взлете:**

– ПЕДАЛЬНОЕ ТОРМОЖЕНИЕ ..... ПРИМЕНИТЬ

■ **после посадки:**

– ПЕДАЛЬНОЕ ТОРМОЖЕНИЕ ..... ПРИМЕНИТЬ

TO PARKING BRAKE ON

ВКЛЮЧЕН СТОЯНОЧНЫЙ ТОРМОЗ НА ВЗЛЁТЕ.

– PARKING BRAKE .....OFF

TO AUTO BK NOT RTO

АВТОМАТИЧЕСКОЕ ТОРМОЖЕНИЕ НА ВЗЛЁТЕ ВЫКЛЮЧЕНО.

– AUTO BRAKE..... RTO

L/G GEAR NOT DOWNLOCKED

ШАССИ НЕ ЗАФИКСИРОВАНО НА ЗАМКЕ ВЫПУЩЕННОГО ПОЛОЖЕНИЯ

Рукоятка уборки-выпуска шасси в положении DOWN. Хотя бы одна стойка не встала на замок выпущенного положения.

- **если по мнемокадру EWD основные опоры в выпущенном положении, а передняя опора не сошла с замка убранного положения:**

– АВАРИЙНЫЙ ВЫПУСК ШАССИ ..... ПРИМЕНИТЬ

При аварийном выпуске шасси передняя опора шасси встает на замки выпущенного положения при уменьшении скорости Vпр≤170 kt.

- **если по мнемокадру EWD основные опоры в выпущенном положении, а передняя опора в промежуточном положении:**

СНИЗИТЬ СКОРОСТЬ ДО МИНИМАЛЬНО ВОЗМОЖНОЙ

- **если передняя опора не встала на замок выпущенного положения:**

– ПРОЦЕДУРЫ ПОСАДКИ С НЕВЫПУЩЕННЫМ ШАССИ .....ВЫПОЛНИТЬ

- **если основные опоры (или одна опора) или створки не сошли с замков убранного положения:**

– АВАРИЙНЫЙ ВЫПУСК ШАССИ ..... ПРИМЕНИТЬ

- **если после аварийного выпуска шасси не встали на замки выпущенного положения:**

– ПРОЦЕДУРЫ ПОСАДКИ С НЕВЫПУЩЕННЫМ ШАССИ.....ВЫПОЛНИТЬ.

L/G GEAR NOT UPLOCKED

ШАССИ НЕ ЗАФИКСИРОВАНО НА ЗАМКЕ УБРАННОГО ПОЛОЖЕНИЯ

Рукоятка уборки-выпуска шасси в положении UP. Хотя бы одна стойка не встала на замок убранного положения.

– LDG GEAR .....DOWN
– МАКСИМАЛЬНАЯ СКОРОСТЬ..... 255 kt
– МАКСИМАЛЬНАЯ ВЫСОТА ПОЛЕТА ..... 20 000 ft

Примечание:

Для прогноза дальности и продолжительности полета принимать, что при выпущенных шасси расход топлива увеличивается в среднем в 2.5 раза. Для уточнения дальности и продолжительности полета использовать FMS

LAND ASAP

L/G DOOR NOT CLOSED

ФЮЗЕЛЯЖНЫЕ СТВОРКИ НЕ ЗАКРЫТЫ

Информация о закрытии фюзеляжной створки не появилась после 28 с от начала постановки рукоятки LDG GEAR на уборку.

– LDG GEAR .....DOWN
– МАКСИМАЛЬНАЯ СКОРОСТЬ..... 255 kt
– МАКСИМАЛЬНАЯ ВЫСОТА ПОЛЕТА ..... 20 000 ft

Примечание:

Для прогноза дальности и продолжительности полета принимать, что при выпущенных шасси расход топлива увеличивается в среднем в 2.5 раза. Для уточнения дальности и продолжительности полета использовать FMS

LAND ASAP

L/G GEAR NOT DOWN

ЕСЛИ ХОТЯ БЫ ОДНА СТОЙКА ШАССИ НЕ УСТАНОВЛЕНА НА ЗАМОК В ВЫПУЩЕННОМ ПОЛОЖЕНИИ ПРИ ЗАХОДЕ НА ПОСАДКУ НА ВЫСОТЕ МЕНЕЕ 800 ft И ПОЛОЖЕНИИ ЗАКРЫЛКОВ FLAP 3 ИЛИ FULL.

– УХОД НА ВТОРОЙ КРУГ .....ВЫПОЛНИТЬ

L/G MAIN SYS FAULT

ОТКАЗ ВСЕХ ФУНКЦИЙ ВЫЧИСЛИТЕЛЯ LGSCU (УБОРКИ/ВЫПУСКА ОСНОВНЫХ ОПОР ШАССИ, ОБЖАТИЯ ШАССИ И УПРАВЛЕНИЯ НОСОВОЙ ОПОРОЙ)

■ **при выруливании:**

РУЛЕНИЕ ..... ПРЕКРАТИТЬ

■ **на взлете(на скорости менее 80 kt):**

ВЗЛЕТ..... ПРЕКРАТИТЬ
ПЕДАЛЬНОЕ ТОРМОЖЕНИЕ..... ПРИМЕНИТЬ

■ **на взлете(на скорости 80 kt и более):**

ШАССИ..... НЕ УБИРАТЬ

LAND ASAP

ПЕДАЛЬНОЕ ТОРМОЖЕНИЕ..... ПРИМЕНИТЬ
НАПРАВЛЕНИЕ ВЫДЕРЖИВАТЬ ДИФФЕРЕНЦИАЛЬНЫМ ТОРМОЖЕНИЕМ И РН.

■ **в полете перед выпуском шасси:**

– РУКОЯТКА LDG GEAR.....DOWN

● **при отсутствии индикации (на EWD) схода с замков убранного положения одной или нескольких опор или створок шасси через 15-20 с, а также при отсутствии индикации резервных сигнализаторов выпущенного положения шасси:**

– АВАРИЙНЫЙ ВЫПУСК ШАССИ ..... ПРИМЕНИТЬ

Перед выпуском шасси рукоятка LDG GEAR может находиться в любом положении.

■ **после посадки:**

– ПЕДАЛЬНОЕ ТОРМОЖЕНИЕ ..... ПРИМЕНИТЬ
– ВЫПУСК ИНТЕРЦЕПТОРОВ..... ВРУЧНУЮ

НАПРАВЛЕНИЕ ВЫДЕРЖИВАТЬ ДИФФЕРЕНЦИАЛЬНЫМ ТОРМОЖЕНИЕМ И РН.

L/G WOW FAULT

ОТКАЗ ФУНКЦИИ ОБЖАТИЯ ШАССИ ПО 2-М КАНАЛАМ.

■ **на рулении (перед взлетом или после посадки):**

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ:

УПРАВЛЕНИЕ ПОВОРОТОМ КОЛЕС ПЕРЕДНЕЙ ОПОРЫ НЕ РАБОТАЕТ

– РУЛЕНИЕ..... ПРЕКРАТИТЬ
– WING ANTI-ICE.....OFF
– CAB PRESSURE.....EMERG D-PRESS
– ENG MASTER L+R .....OFF

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ:

ВО ИЗБЕЖАНИЕ ПЕРЕГРЕВА ДАТЧИКОВ СВС, ДВИГАТЕЛИ ВЫКЛЮЧИТЬ НЕ ПОЗДНЕЕ, ЧЕМ ЧЕРЕЗ 3 МИН. ПОСЛЕ ПОЯВЛЕНИЯ СООБЩЕНИЯ L/G WOW FAULT.

– APU .....НЕ ЗАПУСКАТЬ

■ **на взлете (V < 80 kt):**

– ВЗЛЕТ ..... ПРЕКРАТИТЬ
– ПЕДАЛЬНОЕ ТОРМОЖЕНИЕ ..... ПРИМЕНИТЬ

НАПРАВЛЕНИЕ ВЫДЕРЖИВАТЬ РН И ДИФФЕРЕНЦИАЛЬНЫМ ТОРМОЖЕНИЕМ.

■ **на посадке:**

– ВЫПУСК ИНТЕРЦЕПТОРОВ .....ВРУЧНУЮ
– ПЕДАЛЬНОЕ ТОРМОЖЕНИЕ ..... ПРИМЕНИТЬ

НАПРАВЛЕНИЕ ВЫДЕРЖИВАТЬ РН И ДИФФЕРЕНЦИАЛЬНЫМ ТОРМОЖЕНИЕМ.

L/G GEAR FAULT

ОТКАЗ ОБОИХ КАНАЛОВ БЛОКА УПРАВЛЕНИЯ УБОРКИ / ВЫПУСКА ШАССИ

■ **на рулении:**

– РУЛЕНИЕ ..... ПРЕКРАТИТЬ

■ **на взлете (V < 80 kt):**

– ВЗЛЕТ ..... ПРЕКРАТИТЬ
– ПЕДАЛЬНОЕ ТОРМОЖЕНИЕ ..... ПРИМЕНИТЬ

■ **на взлете (V ≥ 80 kt):**

– ШАССИ ..... НЕ УБИРАТЬ

LAND ASAP

■ **в полете:**

Перед выпуском шасси

– LDG GEAR .....DOWN
– АВАРИЙНЫЙ ВЫПУСК ШАССИ ..... ПРИМЕНИТЬ

L/G GEAR SPEED PROT

ВЫПУСК/УБОРКА ШАССИ ЗАПРЕЩЕНЫ ИЗ-ЗА ПРЕВЫШЕНИЯ СКОРОСТИ

СНИЗИТЬ СКОРОСТЬ ДО 215 kt. ПРИ УБОРКЕ ШАССИ
СНИЗИТЬ СКОРОСТЬ ДО 255 кт ПРИ ВЫПУСКЕ ШАССИ

L/G NW STEER HI ANGLE

ПОВОРОТ КОЛЕС ПЕРЕДНЕЙ ОПОРЫ НА УГОЛ БОЛЕЕ 90^0

– РУЛЕНИЕ..... ПРЕКРАТИТЬ

L/G NW STEER FAULT

ОТКАЗ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ПОВОРОТОМ КОЛЕС

■ **<u>на посадке:</u>**

– РУЛЬ НАПРАВЛЕНИЯ ..... ИСПОЛЬЗОВАТЬ
– ДИФФЕРЕНЦИАЛЬНОЕ ТОРМОЖЕНИЕ ..... ИСПОЛЬЗОВАТЬ
– РЕЖИМ «MIN REV» (ОДНОГО ИЗ ДВИГАТЕЛЕЙ) ..... ИСПОЛЬЗОВАТЬ

L/G NW SELF ORIENT FAULT

ОТКАЗ СИСТЕМЫ САМООРИЕНТИРОВАНИЯ КОЛЕС ПЕРЕДНЕЙ ОПОРЫ

– N/W STRG ..... ВКЛ

ЗАРУЛИТЬ НА СТОЯНКУ БЕЗ ПРИМЕНЕНИЯ БУКСИРОВЩИКА.

● **При наличии сообщения «L/G NW STEER FAULT»:**

– РУЛЕНИЕ..... ПРЕКРАТИТЬ
– ELEC 2A, 2B (НА ПАНЕЛИ УПРАВЛЕНИЯ HYD) .....OFF
– ТЯГАЧ ДЛЯ БУКСИРОВКИ.....ВЫЗВАТЬ

3.10.33 ОСВЕЩЕНИЕ И СВЕТОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ

EMER LT NOT ARM

ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЬ EMER LT В ПОЛОЖЕНИИ OFF ПОСЛЕ ЗАПУСКА ДВИГАТЕЛЕЙ

■ **После запуска двигателей:**

– EMER LT ..... ARM

TO SIGNS NOT SW ON

ТАБЛО NO SMOK ИЛИ SEAT BELTS НЕ ВКЛЮЧЕНЫ НА ВЗЛЁТЕ.

– NO SMOK ..... ON
– SEAT BELTS ..... ON

LDG SIGNS NOT SW ON

ТАБЛО NO SMOK ИЛИ SEAT BELTS НЕ ВКЛЮЧЕНЫ НА ПОСАДКЕ.

– NO SMOK ..... ON
– SEAT BELTS ..... ON

3.10.34 НАВИГАЦИОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

NAV ADS 1 (2) FAULT

ОТКАЗ ADS1(2)

– AIR DATA (RCP) ..... CAPT 3 (F/O 3)
Данные от ADS 3 на PFD 1(2)

ADS 1(2) ..... OFF

NAV ADS 3 FAULT

ОТКАЗ ADS 3

– AIR DATA (RCP) ..... NORM
– ADS 3 ..... OFF

NAV ADS 1+2 FAULT

ОТКАЗ ADS 1+2.

– AIR DATA (RCP) ..... CAPT 3 ИЛИ F/O 3
Данные от ADS 3 на PFD 1(2)
– ADS 1 ..... OFF
– ADS 2 ..... OFF
2/П (КВС) контроль параметров полета по резервному прибору (IESI).
– ЗАХОД..... ПСП.

NAV ADS 1+3 FAULT

ОТКАЗ ADS 1+3

– PFD 2 ..... ИСПОЛЬЗОВАТЬ
При необходимости перераспределить функции экипажа
– AIR DATA (RCP) ..... NORM
– ADS 1 ..... OFF
– ADS 3 ..... OFF
– XPDR2 ..... ИСПОЛЬЗОВАТЬ
КВС контроль по резервному прибору (IESI)
– TAWS TERR..... OFF
– TAWS SYS ..... OFF
– ЗАХОД..... ПСП

NAV ADS 2+3 FAULT

ОТКАЗ ADS 2+3

– PFD 1 ..... ИСПОЛЬЗОВАТЬ
При необходимости перераспределить функции экипажа.
– AIR DATA (RCP) ..... NORM
– ADS 2 ..... OFF
– ADS 3 ..... OFF
2/П контроль по резервному прибору (IESI)
– ЗАХОД..... ПСП

NAV ADS 1+2+3 FAULT

ОТКАЗ ADS 1+2+3.

■ **Выполнение полёта**

– IESI ..... ИСПОЛЬЗОВАТЬ
– MAX SPEED ..... 280 kt / 0.78 M
– AIR DATA (RCP) ..... NORM
– ADS1 ..... OFF
– ADS2 ..... OFF
– ADS3 ..... OFF
Контроль параметров полета по резервному прибору (IESI).
– TAWS TERR..... OFF
– TAWS SYS ..... OFF
Примечание: Использовать ручное управление давлением в кабине.
– MODE CAB PRESSURE ..... MAN
– MAN RATE ..... КАК ТРЕБУЕТСЯ

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ

ПРОВЕРЬ ΔP=0 ПЕРЕД ОТКРЫТИЕМ ДВЕРЕЙ

NAV ADS 1 (2)(3) DATA DEGRADED

УХУДШЕНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК ВОЗДУШНЫХ ДАННЫХ В КАНАЛЕ ADS1(2)(3)

– ПОКАЗАНИЯ PFD 1, PFD 2, IESI.....СРАВНИТЬ

- **при ухудшении характеристик ADS 1 или ADS 2**
  - AIR DATA (RCP).....САРТ 3 ИЛИ F/O 3

NAV BARO REF DISAGREE

РАССОГЛАСОВАНИЕ ДАВЛЕНИЙ ИЛИ СИСТЕМ ОТСЧЕТА ДАВЛЕНИЙ САРТ И F/O

– УСТАНОВКУ ДАВЛЕНИЯ .....ПРОВЕРИТЬ
– РАССОГЛАСОВАНИЕ ДАВЛЕНИЙ, СИСТЕМ ОТСЧЕТА..... УСТРАНИТЬ

NAV IRS 1 (2) FAULT

ОТКАЗ IRS 1(2)

– ATT/HDG (RCP).....САРТ 3 (F/O 3)
– IRS 1(2) .....OFF

NAV IRS 3 FAULT

ОТКАЗ IRS 3

– ATT/HDG (RCP).....NORM
– IRS 3.....OFF

NAV IRS 1+2 FAULT

ОТКАЗ IRS 1+2

– ATT/HDG (RCP)..... САРТ 3
– IRS 1.....OFF
– IRS 2.....OFF
– ЗАХОД..... ПСП

NAV IRS 1+3 FAULT

ОТКАЗ IRS 1+3

– ATT/HDG (RCP).....NORM
– IRS 1.....OFF
– IRS 3.....OFF
– ЗАХОД..... ПСП

NAV IRS 2+3 FAULT

ОТКАЗ IRS 2+3

- ATT/HDG (RCP) ..... NORM
- IRS 2 ..... OFF
- IRS 3 ..... OFF
- ЗАХОД ..... ПСП

NAV IRS 1+2+3 FAULT

ОТКАЗ IRS 1+2+3

■ **Выполнение полёта:**

- STBY COMPASS ..... ИСПОЛЬЗОВАТЬ
- IESI ..... ИСПОЛЬЗОВАТЬ
- MAX SPEED ..... 280 KT / 0.78 M

Полет с использованием данных на MCDU: ФПУ, ЗПУ, ЛБУ, Д до ППМ.
Режим индикации PLAN и DIRECT-TO на MCDU.
На PFD использовать данные H, V, VOR, ADF.

NAV ATT DISAGREE

НА PFD1 И PFD2 ПОЯВЛЯЕТСЯ ПРЕДУПРЕЖДАЮЩАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ CHECK ATT, НА EWD - СООБЩЕНИЕ IRS 1 (2) FAULT

- если отказала IRS 1 или IRS 2:
  - ATT/HDG (RCP) ..... CAPT 3 ИЛИ F/O 3
  - IRS (ОТКАЗАВШУЮ) ..... OFF

NAV SPEED DISAGREE

НА PFD1 И PFD2 ПОЯВЛЯЕТСЯ ПРЕДУПРЕЖДАЮЩАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ CHECK CAS, НА EWD - СООБЩЕНИЕ ADS 1 (2) FAULT.

- если отказала ADS 1 или ADS 2:
  - AIR DATA (RCP) ..... CAPT 3 ИЛИ F/O 3
  - ADS (ОТКАЗАВШУЮ) ..... OFF

NAV HDG DISAGREE

НА PFD1 И PFD2 ПОЯВЛЯЕТСЯ ПРЕДУПРЕЖДАЮЩАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ CHECK HDG, НА EWD - СООБЩЕНИЕ IRS 1 (2) FAULT

- если отказала IRS 1 или IRS 2:
  - ATT/HDG (RCP) ..... CAPT 3 ИЛИ F/O 3
  - IRS (ОТКАЗАВШУЮ) ..... OFF

NAV ALT DISAGREE

НА PFD1 И PFD2 ПОЯВЛЯЕТСЯ ПРЕДУПРЕЖДАЮЩАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ CHECK ALT, НА EWD - СООБЩЕНИЕ ADS 1 (2) FAULT.

- если отказала ADS 1 или ADS 2:
  - AIR DATA (RCP)..... CAPT 3 ИЛИ F/O 3
  - ADS (ОТКАЗАВШУЮ)..... OFF

NAV EXTREME LATITUDE

ПРЕВЫШЕНИЕ ОГРАНИЧЕНИЯ ШИРОТЫ ДЛЯ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ МАГНИТНОГО КУРСА

- TRUE / MAG ..... TRUE

NAV SBY/ADS SPD DISAGREE

РАЗНИЦА ПО СКОРОСТИ ADS1 И IESI

- ПЕРЕКРЁСТНУЮ ПРОВЕРКУ ПОКАЗАНИЙ ADS И IESI ..... ВЫПОЛНИТЬ

- **При отказе IESI:**

- ПОКАЗАНИЯ IESI ПО СКОРОСТИ..... НЕ ИСПОЛЬЗОВАТЬ

NAV SBY/ADS ALT DISAGREE

РАЗНИЦА ПО ВЫСОТЕ ADC1 И IESI

- ПЕРЕКРЁСТНУЮ ПРОВЕРКУ ПОКАЗАНИЙ ADS И IESI ..... ВЫПОЛНИТЬ

- **При отказе IESI:**

- ПОКАЗАНИЯ IESI ПО ВЫСОТЕ ..... НЕ ИСПОЛЬЗОВАТЬ

NAV AOA DISAGREE

РАЗНИЦА ПОКАЗАНИЙ ADS БОЛЕЕ 2.5° ПО УГЛУ АТАКИ.

– ПЕРЕКРЕСТНУЮ ПРОВЕРКУ ПОКАЗАНИЙ УГЛА АТАКИ НА PFD1 И НА PFD2 ..... ВЫПОЛНИТЬ
ПОПАРНО СРАВНИТЬ ПОКАЗАНИЯ PFD 1 И PFD 2 ПУТЕМ ПЕРЕКЛЮЧЕНИЯ ADS3 НА КВС ИЛИ 2/П.

Примечание: До отключения отказавшей ADS с пульта на шкале угла атаки на PFD пропадают ограничения.

– AIR DATA SWTG (RCP)..... КАК ТРЕБУЕТСЯ
– ADS (ОТКАЗАВШУЮ) ..... OFF

NAV SBY/IRS ATT DISAGREE

РАЗНИЦА ДАННЫХ О ПРОСТРАНСТВЕННОМ ПОЛОЖЕНИИ IRS1 И IESI

– ПЕРЕКРЁСТНУЮ ПРОВЕРКУ ПОКАЗАНИЙ КРЕНА И ТАНГАЖА НА PFD И IESI..... ВЫПОЛНИТЬ

- **При отказе IESI:**

– ПОКАЗАНИЯ IESI.....НЕ ИСПОЛЬЗОВАТЬ

NAV ILS 1+2 FAULT

ОТКАЗ ILS 1+2

– ЗАХОД..... ПО СХЕМЕ НЕТОЧНОГО ЗАХОДА

NAV LS TUNING DISAGREE

ОБНАРУЖЕНА РАЗНИЦА В ОПРЕДЕЛЕНИИ КОДА ОПОЗНАВАНИЯ СИСТЕМЫ ПОСАДКИ МЕЖДУ MMR1 И MMR2

– НАСТРОЙКУ ILS ..... ПРОВЕРИТЬ
– РЕШЕНИЕ О ПРОДОЛЖЕНИИ ЗАХОДА.....ПРИНЯТЬ

NAV LS DISAGREE

ОБНАРУЖЕНА РАЗНИЦА В ПОКАЗАНИЯХ ИНДЕКСОВ КУРСА (ГЛИССАДЫ) ILS 1 И 2

– РЕШЕНИЕ О ПРОДОЛЖЕНИИ ЗАХОДА.....ПРИНЯТЬ

NAV FMS 1 (2) FAULT

ОТКАЗ FMS 1 (2)

FMS 2 (1) используется для выполнения всех функций FMS

– FMS (RCP) .....ВОТН 2 (1)

NAV FMS 1+2 FAULT

ОТКАЗ FMS 1+2

– STBY NAV (RMP).....NAV
– ILS / VOR / ADF .....ВЫБРАТЬ / НАСТРОИТЬ
– НАВИГАЦИЮ ПО VOR / DME, ADF, КООРДИНАТАМ..... ИСПОЛЬЗОВАТЬ

NAV GPS 1+2 FAULT

ОТКАЗ GPS 1+2

– ЗАХОД ПО GPS.....НЕ ИСПОЛЬЗОВАТЬ

NAV RA 1(2) FAULT

ОТКАЗ RA 1 (2)

Действий не требуется.

NAV RA 1+2 FAULT

ОТКАЗ RA 1+2

– ЗАХОД..... ПСП

SURV XPDR 1(2) FAULT

ОТКАЗ ТРАНСПОНДЕРА 1(2).

– XPDR 2(1) ..... ИСПОЛЬЗОВАТЬ

SURV BOTH XPDR SELECTED

ВЫБРАНЫ ОДНОВРЕМЕННО XPDR1 И 2

– НА FMS 1 + 2 XPDR 1 ИЛИ 2..... ИСПОЛЬЗОВАТЬ

SURV XPDR 1 + 2 FAULT

ОТКАЗ ТРАНСПОНДЕРА 1+2

– УВД.....СООБЩИТЬ

SURV TCAS FAULT

ОТКАЗ TCAS

– УВД.....СООБЩИТЬ

SURV WXR FAULT

ОТКАЗ WXR

– WXR .....OFF
– В ЗОНУ ГРОЗОВОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ .....НЕ ВХОДИТЬ

SURV WEATHER TGT DET

ОБНАРУЖЕНО ОПАСНОЕ МЕТЕОЯВЛЕНИЕ ПО КУРСУ

– ND 1 (2) WXR.....ВЫБРАТЬ

SURV WXR TGT NOT ARMED

WXR ВЫКЛЮЧЕН ИЛИ ПРОПАДАЕТ ИЗОБРАЖЕНИЕ WXR СО СТОРОНЫ КВС И 2/П.
WXR ИСПРАВЕН, НО НЕ ПОДГОТОВЛЕН.

– WXR .....ON
– ND 1 (2) WXR.....ВЫБРАТЬ
– TGT .....НАЖАТЬ

NAV FMS POS DISAGREE

РАЗНИЦА ОПРЕДЕЛЕНИЯ МЕСТОПОЛОЖЕНИЯ МЕЖДУ FMS 1 И 2

– FMS НЕЗАВИСИМЫЙ РЕЖИМ ..... ИСПОЛЬЗОВАТЬ
– НЕКОРРЕКТНУЮ FMS .....НЕ ИСПОЛЬЗОВАТЬ

NAV GPS POS DISAGREE

РАЗНИЦА ОПРЕДЕЛЕНИЯ МЕСТОПОЛОЖЕНИЯ МЕЖДУ GPS 1 И 2

– РЕЖИМ HDG .....УСТАНОВИТЬ
– GPS 1+2 ..... ДЕСЕЛЕКТИРОВАТЬ
– ПОКАЗАНИЯ ГЛОНАСС И GPS .....СРАВНИТЬ
– НЕКОРРЕКТНУЮ GPS .....ОПРЕДЕЛИТЬ
– РАБОТОСПОСОБНУЮ GPS ..... ИСПОЛЬЗОВАТЬ

3.10.35 КИСЛОРОДНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

OXY NO OXY FOR CREW

НЕТ КИСЛОРОДА ДЛЯ ЭКИПАЖА

■ **при отсутствии разгерметизации или задымления:**

– СОСТОЯНИЕ КИСЛОРОДНОЙ СИСТЕМЫ ..... ПРОВЕРИТЬ
– ПОДАЧУ КИСЛОРОДА К КИСЛОРОДНЫМ МАСКАМ ..... ПРОВЕРИТЬ

- **при отсутствии подачи кислорода к кислородным маскам:**

  – СНИЖЕНИЕ ДО FL 100 / MEA ..... ВЫПОЛНИТЬ

OXY AUTO OXY PASS FAULT

ОТКАЗ КИСЛОРОДНОГО ОБОРУДОВАНИЯ ДЛЯ ПАССАЖИРОВ

■ **в условиях разгерметизации:**

– КНОПКУ PASS OXY ..... НАЖАТЬ
– ЭКСТРЕННОЕ СНИЖЕНИЕ ДО FL 100 / MEA ..... ВЫПОЛНИТЬ

OXY OXY EMERG RESERVE

АВАРИЙНЫЙ ОСТАТОК КИСЛОРОДА - P< 690 PSI

■ **при отсутствии разгерметизации или задымления:**

– ЗАПАС КИСЛОРОДА ..... ПРОВЕРИТЬ

- **при давлении кислорода в баллоне менее 690 psi или отсутствии индикации цифрового значения давления кислорода в баллоне:**

  – СНИЖЕНИЕ ДО FL 100 / MEA ..... ВЫПОЛНИТЬ

3.10.36 ПНЕВМАТИЧЕСКАЯ СИСТЕМА

AIR L (R) ENG BLEED LO PR

НИЗКОЕ ДАВЛЕНИЕ ЛЕВ. (ПРАВ.) BAS

– ТЯГУ ДВИГАТЕЛЯ L(R) ПО ВОЗМОЖНОСТИ ..... УВЕЛИЧИТЬ

- если сообщение не пропало:
  - КНОПКА-ТАБЛО L (R) AIR .....OFF
  - СНИЖЕНИЕ ДО FL250.....ВЫПОЛНИТЬ

AIR L (R) BLEED LEAK

УТЕЧКА ЛЕВ. (ПРАВ.) BAS

– АВТОМАТИЧЕСКОЕ ЗАКРЫТИЕ L(R) AIR .....ПРОВЕРИТЬ
– СНИЖЕНИЕ ДО FL 250 .....ВЫПОЛНИТЬ

Избегать условий обледенения

AIR X-BLEED NOT CLOSED

ОБА КЛАПАНА CBV НЕ ЗАКРЫТЫ

Примечание:
Сообщение выводится совместно с сообщением AIR R AIR FAULT.

– R AIR .....OFF
– СНИЖЕНИЕ ДО FL 250 .....ВЫПОЛНИТЬ

AIR APU BLEED LEAK

УТЕЧКА ОТБОРА APU

– APU BLEED НА ПУЛЬТЕ AIR.....OFF

3.10.49 ВСПОМОГАТЕЛЬНАЯ СИЛОВАЯ УСТАНОВКА

APU OVERSPEED

ПРОИЗОШЁЛ АВТОМАТИЧЕСКИЙ ЗАЩИТНЫЙ ОСТАНОВ ВСУ ПРИ СКОРОСТИ ВРАЩЕНИЯ БОЛЕЕ 106%

– КНОПКУ-ТАБЛО APU MASTER SW .....НАЖАТЬ
(надпись ON на кнопке-табло APU MASTER SW не светится)

APU ABNORMAL

APU РАБОТАЕТ С ОТКЛОНЕНИЯМИ ПАРАМЕТРОВ ОТ НОРМЫ ДО ДОСТИЖЕНИЯ ПРЕВЫШЕНИЯ ОГРАНИЧЕНИЙ, ПРИВОДЯЩИХ К ВЫКЛЮЧЕНИЮ.

– КНОПКУ-ТАБЛО APU START/STOP .....НАЖАТЬ
Надпись ON на кнопке-табло START/STOP гаснет.

– КНОПКУ-ТАБЛО APU MASTER SW .....НАЖАТЬ
(надпись ON на кнопке-табло APU MASTER SW не светится)

APU DOOR NOT CLSD

СТВОРКА НЕ ЗАКРЫЛАСЬ ПОСЛЕ ВЫКЛЮЧЕНИЯ APU.

– КНОПКУ-ТАБЛО APU MASTER SW .....НАЖАТЬ
(надпись ON на кнопке-табло APU MASTER SW светится)

– ОБОРОТЫ АВТОРОТАЦИИ APU.....КОНТРОЛИРОВАТЬ
(не более 4%)

– КНОПКУ-ТАБЛО APU MASTER SW .....НАЖАТЬ
(надпись ON на кнопке-табло APU MASTER SW не светится)

Примечание:
1 При увеличении скорости контроль повторить
2. Расход топлива на крейсерском режиме полета из-за открытой створки APU увеличивается на 1.5%
3. Если обороты авторотации превысили 4 % -произвести запись в бортжурнал

APU AUTO SHUTDOWN

ЛЮБОЕ АВТОМАТИЧЕСКОЕ ВЫКЛЮЧЕНИЕ ВСУ, ВКЛЮЧАЯ АВАРИЙНОЕ ВЫКЛЮЧЕНИЕ.

– КНОПКУ-ТАБЛО APU MASTER SW .....НАЖАТЬ
(надпись ON на кнопке-табло APU MASTER SW не светится)

3.10.52 ДВЕРИ, ЛЮКИ, СТВОРКИ

DOORS SLIDE NOT ARMED

ТРАП НЕ ВЗВЕДЕН

– РУЧКУ СЕЛЕКТОРА АВАРИЙНОГО ТРАПА ..... ARMED

DOORS FWD PASS NOT CLSD

ПЕРЕДНЯЯ ВХОДНАЯ ДВЕРЬ НЕ ЗАКРЫТА

Кабинный экипаж может проконтролировать состояние дверей по визуальным индикаторам.

■ **<u>в полете</u>**

- высота в кабине в норме:

  ДЕЙСТВИЯ НЕ ТРЕБУЮТСЯ.

- при ненормальном изменении высоты и/или вертикальной скорости в кабине

  – МАКС. ЭШЕЛОН ПОЛЕТА ..... FL 100/MEA

DOORS AFT PASS NOT CLSD

ЗАДНЯЯ ВХОДНАЯ ДВЕРЬ НЕ ЗАКРЫТА

Кабинный экипаж в пассажирском салоне может проконтролировать состояние дверей по визуальным индикаторам.

■ **<u>в полете</u>**

- высота в кабине в норме:

ДЕЙСТВИЯ НЕ ТРЕБУЮТСЯ.

- при ненормальном изменении высоты и/или вертикальной скорости в кабине
  - МАКС. ЭШЕЛОН ПОЛЕТА ..... FL 100/MEA

DOORS FWD SERV NOT CLSD

ПЕРЕДНЯЯ СЛУЖЕБНАЯ ДВЕРЬ НЕ ЗАКРЫТА

Кабинный экипаж может проконтролировать состояние дверей по визуальным индикаторам.

■ **<u>в полете</u>**

- высота в кабине в норме:

ДЕЙСТВИЯ НЕ ТРЕБУЮТСЯ.

- при ненормальном изменении высоты и/или вертикальной скорости в кабине
  - МАКС. ЭШЕЛОН ПОЛЕТА ..... FL 100/MEA

DOORS AFT SERV NOT CLSD

ЗАДНЯЯ СЛУЖЕБНАЯ ДВЕРЬ НЕ ЗАКРЫТА

Кабинный экипаж в пассажирском салоне может проконтролировать состояние дверей по визуальным индикаторам.

■ **<u>в полете</u>**

- высота в кабине в норме:

ДЕЙСТВИЯ НЕ ТРЕБУЮТСЯ.

- при ненормальном изменении высоты и/или вертикальной скорости в кабине
  - МАКС. ЭШЕЛОН ПОЛЕТА ..... FL 100/MEA

DOORS FWD CARGO NOT CLSD

ПЕРЕДНЯЯ ГРУЗОВАЯ ДВЕРЬ НЕ ЗАКРЫТА

■ **<u>в полете</u>**

- высота в кабине в норме:

ДЕЙСТВИЯ НЕ ТРЕБУЮТСЯ.

- при ненормальном изменении высоты и/или вертикальной скорости в кабине
  - МАКС. ЭШЕЛОН ПОЛЕТА ..... FL 100/MEA

DOORS AFT CARGO NOT CLSD

ЗАДНЯЯ ГРУЗОВАЯ ДВЕРЬ НЕ ЗАКРЫТА

■ **<u>в полете</u>**

- высота в кабине в норме:

ДЕЙСТВИЯ НЕ ТРЕБУЮТСЯ.

- при ненормальном изменении высоты и/или вертикальной скорости в кабине
  - МАКС. ЭШЕЛОН ПОЛЕТА ..... FL 100/MEA

DOORS FWD HATCH NOT CLSD

ЛЮК ПЕРЕДНЕГО ТЕХОТСЕКА НЕ ЗАКРЫТ

■ **<u>в полете</u>**

- высота в кабине в норме:

ДЕЙСТВИЯ НЕ ТРЕБУЮТСЯ.

- при ненормальном изменении высоты и/или вертикальной скорости в кабине
  - МАКС. ЭШЕЛОН ПОЛЕТА ..... FL 100/MEA

DOORS L HATCH NOT CLSD

ЛЮК ЛЕВОГО ТЕХОТСЕКА НЕ ЗАКРЫТ

■ **в полете**

- высота в кабине в норме:

ДЕЙСТВИЯ НЕ ТРЕБУЮТСЯ.

- при ненормальном изменении высоты и/или вертикальной скорости в кабине
  - МАКС. ЭШЕЛОН ПОЛЕТА ..... FL 100/MEA

DOORS R HATCH NOT CLSD

ЛЮК ПРАВОГО ТЕХОТСЕКА НЕ ЗАКРЫТ

■ **в полете**

- высота в кабине в норме:

ДЕЙСТВИЯ НЕ ТРЕБУЮТСЯ.

- при ненормальном изменении высоты и/или вертикальной скорости в кабине
  - МАКС. ЭШЕЛОН ПОЛЕТА ..... FL 100/MEA

DOORS AVIONICS NOT CLSD

ЛЮК ОТСЕКА АВИОНИКИ НЕ ЗАКРЫТ

■ **<u>в полете</u>**

- высота в кабине в норме:

ДЕЙСТВИЯ НЕ ТРЕБУЮТСЯ.

- при ненормальном изменении высоты и/или вертикальной скорости в кабине
  - МАКС. ЭШЕЛОН ПОЛЕТА ..... FL 100/MEA

3.10.70 СИЛОВАЯ УСТАНОВКА

ENG L(R) OIL TEMP OVERLIMIT

ЛЕВЫЙ (ПРАВЫЙ) ДВИГАТЕЛЬ ТЕМПЕРАТУРА МАСЛА ВЫШЕ ПРЕДЕЛЬНОЙ.

– AP (ЕСЛИ ВКЛЮЧЁН).....ОТКЛ
– THR LEVER L.....IDLE
– ENG MASTER L(R).....OFF
– ПРОЦЕДУРУ ПОСЛЕ ВЫКЛЮЧЕНИЯ ДВИГАТЕЛЯ В ПОЛЁТЕ...ВЫПОЛНИТЬ

ENG L(R) OIL HI TEMP

ЛЕВЫЙ (ПРАВЫЙ) ДВИГАТЕЛЬ ПОВЫШЕННАЯ ТЕМПЕРАТУРА МАСЛА.

– THR LEVER L(R)..... УМЕНЬШИТЬ РЕЖИМ РАБОТЫ
(ЕСЛИ ПОЗВОЛЯЮТ УСЛОВИЯ ПОЛЁТА)
– ТЕМПЕРАТУРУ МАСЛА.....КОНТРОЛИРОВАТЬ

- **Если температура масла не уменьшается**

– GEN L(R).....OFF

ENG L(R) OIL LO PR

ЛЕВЫЙ (ПРАВЫЙ) ДВИГАТЕЛЬ НИЗКОЕ ДАВЛЕНИЕ МАСЛА.

– ДАВЛЕНИЕ МАСЛА.....ПРОВЕРИТЬ

- если давление < 13 psi:
  – AP *(ЕСЛИ ВКЛЮЧЁН)* .....ОТКЛ
  – THR LEVER L(R).....IDLE
  – ENG MASTER L(R) .....OFF
  – ПРОЦЕДУРУ ПОСЛЕ ВЫКЛЮЧЕНИЯ ДВИГАТЕЛЯ В ПОЛЁТЕ .....ВЫПОЛНИТЬ

ENG L(R) OIL LO LVL

ЛЕВЫЙ (ПРАВЫЙ) ДВИГАТЕЛЬ НИЗКИЙ УРОВЕНЬ МАСЛА

– ДАВЛЕНИЕ И ТЕМПЕРАТУРУ МАСЛА.....КОНТРОЛИРОВАТЬ

ENG L(R) OVSPD

ЛЕВЫЙ (ПРАВЫЙ) ДВИГАТЕЛЬ ПРЕВЫШЕНИЕ ОБОРОТОВ N1 ИЛИ N2

Произошло автоматическое выключение двигателя. N2<62,5%

НА ВЛЁТЕ ИЛИ ПРИ УХОДЕ НА 2 КРУГ

– АВТОМАТИЧЕСКОЕ ВКЛЮЧЕНИЕРЕЖИМА MAX *(РАБОТАЮЩЕГО ДВИГАТЕЛЯ)* ..... КОНТРОЛИРОВАТЬ / ВКЛЮЧИТЬ

НА ИНДИКАТОРЕ РЕЖИМА РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЯ ПОЯВЛЯЕТСЯ ЗЕЛЁНАЯ НАДПИСЬ MAX

ОТКЛЮЧЕНИЕ И ПОВТОРНОЕ ВКЛЮЧЕНИЕ РЕЖИМА MAX *РАБОТАЮЩЕГО ДВИГАТЕЛЯ* В СЛУЧАЕ ЕГО АВТОМАТИЧЕСКОГО ВКЛЮЧЕНИЯ ПРОИЗВОДИТЬ КНОПКОЙ-ТАБЛО ENG APR.

В ПОЛЁТЕ НА H>400 ft

– AP *(ЕСЛИ ВКЛЮЧЁН)* .....ОТКЛ
– THR LEVER L(R).....IDLE
– ENG MASTER L(R) .....OFF
– ПРОЦЕДУРУ ПОСЛЕ ВЫКЛЮЧЕНИЯДВИГАТЕЛЯ В ПОЛЁТЕ....ВЫПОЛНИТЬ

ENG L(R) OVSPD PROT FAULT

ЛЕВЫЙ (ПРАВЫЙ) ДВИГАТЕЛЬ ОТКАЗ ЗАЩИТЫ ОТ ПРЕВЫШЕНИЯ ОБОРОТОВ

ПРИ ЗАПУСКЕ НА ЗЕМЛЕ

– ЗАПУСК..... ПРЕКРАТИТЬ
– ПОВТОРНЫЙ ЗАПУСК .....ВЫПОЛНИТЬ

- Если сообщение появляется при повторном запуске;

ВЫЛЕТ ЗАПРЕЩЁН

В ПОЛЁТЕ

Уведомление экипажу

ДЕЙСТВИЙ НЕ ТРЕБУЕТСЯ

ENG L(R) OVER THR PROT FAULT

ЛЕВЫЙ (ПРАВЫЙ) ДВИГАТЕЛЬ ОТКАЗ ЗАЩИТЫ ОТ ПРЕВЫШЕНИЯ ТЯГИ

ПРИ ЗАПУСКЕ НА ЗЕМЛЕ

– ЗАПУСК..... ПРЕКРАТИТЬ
– ПОВТОРНЫЙ ЗАПУСК ..... ВЫПОЛНИТЬ

- Если сообщение появляется при повторном запуске:
  – СЛЕДУЮЩИЙ ЗАПУСК..... НЕ ВЫПОЛНЯТЬ

В ПОЛЁТЕ

Уведомление экипажу
ДЕЙСТВИЙ НЕ ТРЕБУЕТСЯ

ENG L(R) START VLV NOT CLSD

ЛЕВЫЙ (ПРАВЫЙ) ДВИГАТЕЛЬ НЕ ЗАКРЫТ КЛАПАН SAV ВОЗДУШНОГО СТАРТЕРА

– L+R AIR ..... OFF
– APU BLEED..... OFF

■ **В полёте**

– КИСЛОРОДНЫЕ МАСКИ ..... НАДЕТЬ
– СНИЖЕНИЕ ДО FL100 ИЛИ MEA (ЧТО ВЫШЕ)..... ВЫПОЛНИТЬ
– RAM AIR (НА МЕНЕЕ FL100) ..... ON

LAND ASAP

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ:
ИЗБЕГАТЬ УСЛОВИЙ ОБЛЕДЕНЕНИЯ

■ **На земле**

– ENG MASTER L(R)… ..... OFF
– ENG START..... OFF

- **При запуске от УВЗ**
  – ПОДАЧУ ВОЗДУХА ОТ УВЗ ..... ОТКЛЮЧИТЬ

ENG L(R) START VLV NOT OPEN

ЛЕВЫЙ (ПРАВЫЙ) ДВИГАТЕЛЬ НЕ ОТКРЫТ КЛАПАН SAV ВОЗДУШНОГО ТУРБОСТАРТЕРА

– ENG MASTER L(R) .....OFF
– ENG START .....OFF

В полёте

– ПРОЦЕДУРУ ЗАПУСКА ДВИГАТЕЛЯ В ПОЛЁТЕ (ОТ АВТОРОТАЦИИ) ....ВЫПОЛНИТЬ

ENG L+R FUEL FILTER CLOG

ТОПЛИВНЫЕ ФИЛЬТРЫ ЛЕВОГО И ПРАВОГО ДВИГАТЕЛЯ ЗАСОРЕНЫ

LAND ASAP

ENG L(R) FUEL VLV NOT CLSD

ЛЕВЫЙ (ПРАВЫЙ) ДВИГАТЕЛЬ НЕ ЗАКРЫТ ТОПЛИВНЫЙ КЛАПАН HPSOV

■ **Для выключения двигателя**

– ENG L(R) FIRE.....НАЖАТЬ

ENG L(R) FUEL VLV NOT OPEN

ЛЕВЫЙ (ПРАВЫЙ) ДВИГАТЕЛЬ НЕ ОТКРЫТ ТОПЛИВНЫЙ КЛАПАН HPSOV

ПРИ ЗАПУСКЕ НА ЗЕМЛЕ

– ENG MASTER L(R) .....OFF

ПРИ ЗАПУСКЕ В ПОЛЕТЕ

- Если FF = 0
  - ENG MASTER L(R) .....OFF/ 10 с ON
- Если FF > 0

ДЕЙСТВИЙ НЕ ТРЕБУЕТСЯ

Неисправен датчик положения клапана HP SOV

ENG L(R) FUEL CTRL FAULT

ЛЕВЫЙ (ПРАВЫЙ) ДВИГАТЕЛЬ ОТКАЗ УПРАВЛЕНИЯ ПОДАЧЕЙ ТОПЛИВА

– A/T .....ОТКЛ
– THR LEVER L(R) ПОЛОЖЕНИЕ .....НЕ МЕНЯТЬ
(если позволяют условия полёта)

- **При необходимости изменения режима работы двигателя**

– THR LEVER L(R).....ПЕРЕМЕЩАТЬ ПЛАВНО

ENG L(R) ALTERNATE MODE

ЛЕВЫЙ (ПРАВЫЙ) ДВИГАТЕЛЬ АЛЬТЕРНАТИВНЫЙ РЕЖИМ

Возможно увеличение режима работы двигателя
– THR LEVER L(R) .....IDLE (НА ВРЕМЯ НЕ МЕНЕЕ 2 с)
– THR LEVER L(R) ТРЕБУЕМЫЙ РЕЖИМ .....УСТАНОВИТЬ

ENG L(R) SENSOR FAULT

ЛЕВЫЙ (ПРАВЫЙ) ДВИГАТЕЛЬ ОТКАЗ ДАТЧИКОВ

– A/T .....ОТКЛ
– THR LEVER L (R) ПОЛОЖЕНИЕ .....НЕ МЕНЯТЬ
(если позволяют условия полёта)

- **При необходимости изменения режима работы двигателя**

– THR LEVER L(R).....ПЕРЕМЕЩАТЬ ПЛАВНО

ENG L(R) DECU FAULT

ЛЕВЫЙ (ПРАВЫЙ) ДВИГАТЕЛЬ ОТКАЗ БЛОКА DECU

– AP *(ЕСЛИ ВКЛЮЧЁН)* .....ОТКЛ
– THR LEVER L(R).....IDLE
– ENG MASTER L(R) .....OFF
– ПРОЦЕДУРУ ПОСЛЕ ВЫКЛЮЧЕНИЯ ДВИГАТЕЛЯ В ПОЛЁТЕ...ВЫПОЛНИТЬ

ENG L(R) EIU FAULT

ЛЕВЫЙ (ПРАВЫЙ) ДВИГАТЕЛЬ ОТКАЗ КОНЦЕНТРАТОРА ДАННЫХ EIU. ДВИГАТЕЛЬ ПЕРЕХОДИТ НА ALTERNATE MODE

– THR LEVER L(R).....IDLE (НА ВРЕМЯ НЕ МЕНЕЕ 2 с)
– THR LEVER L(R)..... УСТАНОВИТЬ ТРЕБУЕМЫЙ РЕЖИМ
– ОТСУТСТВИЕ ОДНОГО РЕВЕРСА НА ПОСАДКЕ ..... УЧИТЫВАТЬ

ENG L(R) THR LEVER FAULT

ЛЕВЫЙ (ПРАВЫЙ) ДВИГАТЕЛЬ ОТКАЗ РЫЧАГА УПРАВЛЕНИЯ

- **Если неисправный двигатель перешел на режим IDLE:**

– THR LEVER L(R).....IDLE
– ПЛАН ПОЛЁТА ..... ИЗМЕНИТЬ (ПРИ НЕОБХОДИМОСТИ)
ИСПОЛЬЗОВАТЬ ДАННЫЕ ДЛЯ ПОЛЁТА С 1 РАБОТАЮЩИМ ДВИГАТЕЛЕМ

- **Если**
- **режим работы двигателя не уменьшается или РУД не двигается (заклинен) и при этом повышенный режим работы двигателя не позволяет обеспечить требуемые параметры полёта**
- **или**
- **На H<1500 ft появляется сообщение ENG L(R) T/O TIME LIMIT или ENG L(R) MAX TIME LIMIT):**

– AP (если включён) .....ОТКЛ
– ENG MASTER L(R) .....OFF
– ПРОЦЕДУРУ ПОСЛЕ ВЫКЛЮЧЕНИЯ ДВИГАТЕЛЯ В ПОЛЁТЕ...ВЫПОЛНИТЬ

ENG L(R) REV UNLOCKED

ЛЕВЫЙ (ПРАВЫЙ) ДВИГАТЕЛЬ РЕВЕРС НЕ ЗАБЛОКИРОВАН

Отказ L (R) реверса

– ОТСУТСТВИЕ ОДНОГО РЕВЕРСА НА ПОСАДКЕ ..... УЧИТЫВАТЬ

ENG L(R) REV FAULT

ЛЕВЫЙ (ПРАВЫЙ) ДВИГАТЕЛЬ ОТКАЗ РЕВЕРСА

Отказ L (R) реверса

– ОТСУТСТВИЕ ОДНОГО РЕВЕРСА НА ПОСАДКЕ ..... УЧИТЫВАТЬ

- **После пробега:**

– ENG MASTER L(R) .....OFF

ENG L(R) BLEED STATUS FAULT

ЛЕВЫЙ (ПРАВЫЙ) ДВИГАТЕЛЬ НЕ ИМЕЕТ ИНФОРМАЦИИ ПО КОНФИГУРАЦИИ СКВ

Примечание:
Возможно увеличение режима работы двигателя.

В ПОЛЕТЕ ДЕЙСТВИЙ НЕ ТРЕБУЕТСЯ

ENG L(R) VIB DET FAULT

ОТКАЗ СИСТЕМЫ КОНТРОЛЯ ВИБРАЦИИ

- **При тактильном ощущении вибрации:**

– THR LEVER L(R) РЕЖИМ ДЛЯ УМЕНЬШЕНИЯ ВИБРАЦИИ..... .ИЗМЕНИТЬ

ENG DUAL FAILURE

ОТКАЗ ДВУХ ДВИГАТЕЛЕЙ

– THR LEVERS L+R ..... IDLE
– ENG MASTERS L+R ..... OFF
– RAT ..... ПРОВЕРИТЬ ВЫПУСК И ПОДКЛЮЧЕНИЕ
ПРОВЕРИТЬ АВТОМАТИЧЕСКИЙ ВЫПУСК И ПОДКЛЮЧЕНИЕ RAT ПО СВЕЧЕНИЮ НАДПИСЕЙ DOWN И ON НА КНОПКЕ-ТАБЛО RAT GEN, ПРИ НЕОБХОДИМОСТИ ПРОДУБЛИРОВАТЬ ВЫПУСК RAT ВРУЧНУЮ.

– МНЕМОКАДР «HYD» ..... КОНТРОЛЬ
ПРОВЕРИТЬ ВКЛЮЧЕНИЕ ELEC2A И ОТКЛЮЧЕНИЕ ELEC2B

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ
НА ВЫСОТЕ ВЫШЕ 20 000 ft И N2 АВТОРОТАЦИИ<16% НАДЁЖНЫЙ ЗАПУСК НЕ ОБЕСПЕЧИВАЕТСЯ

– КНОПКА-ТАБЛО WINDOW PROB ..... MAN
– ПОЛЕТ ..... В НАПРАВЛЕНИИ ПРЕДПОЛАГАЕМОЙ ПОСАДКИ
- *PF начинать маневрирование сразу после появления сообщения*
- *Учитывать рельеф и безопасные высоты*
- *Дистанция планирования при снижении на 1000 ft в зависимости от полётного веса и скорости.*

Полетный вес, кг	*28000*	*32000*	*36000*	*40000*
	Дистанция, nm/1000 ft			
GREEN DOT	*2.3*	*2.4*	*2.5*	*2.5*
280 KIAS	*1.6*	*1.8*	*2.0*	*2.1*

– ПУЛЬТ RMP ..... OFF
– ДЛЯ ВВОДА ДАННЫХ В VHF1/HF1/ATC1 ..... ИСПОЛЬЗОВАТЬ FMS
ЕСЛИ РАДИОСВЯЗЬ СО СЛУЖБОЙ УВД ОТСУТСТВУЕТ, УСТАНОВИТЬ КОД ОПОЗНАВАНИЯ 7700 И ПЕРЕДАВАТЬ АВАРИЙНОЕ СООБЩЕНИЕ НА ЧАСТОТЕ 121,5 MHZ, ИСПОЛЬЗУЯ РАДИОСТАНЦИЮ VHF1, ИЛИ НА ЧАСТОТЕ 2182 KHZ ИЛИ 8364 KHZ, ИСПОЛЬЗУЯ РАДИОСТАНЦИЮ HF1.

- Если запуск APU возможен
  – FL<370, APU ..... ЗАПУСТИТЬ

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ
РАЗРЕШАЕТСЯ ТОЛЬКО ОДНА ПОПЫТКА ЗАПУСКА APU

– ГЕНЕРАТОР APU ..... ПРОВЕРИТЬ ПОДКЛЮЧЕНИЕ
Надпись ON на кнопке-табло APU GEN светится зеленым цветом

– RAT GEN ..... НАЖАТЬ
Проверить отключение RAT по погасанию надписи ON на кнопке-табло RAT GEN

– МНЕМОКАДР «HYD» НА EWD ..... КОНТРОЛЬ
Проверить включение ELEC1 и ELEC2B

- **FL<200, скорость > 280 kt (В области гарантированного запуска от авторотации):**

– ENG START ..... IGN/ON
– ENG MASTERS L+ R .....ON
– ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЕЙ .....КОНТРОЛИРОВАТЬ

- Если нет увеличения EGT в течении 30 с:
  - ENG MASTER (ЗАПУСКАЕМОГО ДВИГАТЕЛЯ).....OFF/ 10 с ON
- После запуска ENG L(R) и подключения его генератора (если генератор APU не подключен):
  - RAT GEN .....ON

    Проверить отключение RAT по погасанию надписи ON на кнопке-табло RAT GEN
  - МНЕМОКАДР «HYD» ..... КОНТРОЛЬ

    Проверить включение ELEC3 (ELEC1) и ELEC2B

- **H < 14 000 ft, если APU работает**

– СКОРОСТЬ…….....……GREEN DOT
– ПРОЦЕДУРУ «ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЯ В ПОЛЁТЕ (ОТ APU)» ..... ВЫПОЛНИТЬ

- **FL=100, ЕСЛИ ДВИГАТЕЛЬ ЗАПУСТИТЬ НЕ УДАЛОСЬ:**

– ПОДГОТОВКУ К ВЫНУЖДЕННОЙ ПОСАДКЕ .....НАЧАТЬ
– ДАВЛЕНИЕ QNH (на высоте Grid more или на минимальной безопасной высоте) УСТАНОВИТЬ

- **При 5 000 ft AGL над предполагаемым местом посадки:**
  - При принятии решения о вынужденной посадке на воду:
    - ПРОЦЕДУРУ «ПОСАДКА НА ВОДУ» ..... ВЫПОЛНИТЬ
  - При принятии решения о вынужденной посадке на аэродром/площадку:
    - FLAPS.....FLAPS 2
    - LANDING GEAR .....ВЫПУСТИТЬ АВАРИЙНО
    - СКОРОСТЬ ЗАХОДА НА ПОСАДКУ ..... 155 kt
    - ELEC 2B .....ON

■ **Перед выравниванием**

– КОМАНДУ В САЛОН «ПРИГОТОВИТЬСЯ К ПОСАДКЕ» .....ОТДАТЬ
– ENG MASTERS (L+R) .....OFF
– КНОПКИ ENG FIRE (L+R) И APU FIRE.....PUSH

■ **После посадки**

– ЗАПАСНОЕ ТОРМОЖЕНИЕ ..... ПРИМЕНИТЬ
– КНОПКИ AGENTS 1 (L+R) APU (*ПРИ НЕОБХОДИМОСТИ*)..... DISCH
– ЭВАКУАЦИЮ .....НАЧАТЬ
– BAT *(ПЕРЕД ПОКИДАНИЕМ САМОЛЁТА)*.....OFF

ENG L(R) FAIL

ЛЕВЫЙ (ПРАВЫЙ) ДВИГАТЕЛЬ ОТКАЗ.

При самовыключении двигателя быстро уменьшаются FF, EGT , N1, N2<62,5%

– AP *(ЕСЛИ ВКЛЮЧЁН)* ..... ОТКЛ
– THR LEVER L(R) ..... IDLE
– ENG MASTER L(R) ..... OFF
– ENG START ..... IGN/ON
– ПРОЦЕДУРУ ПОСЛЕ ВЫКЛЮЧЕНИЯ ДВИГАТЕЛЯ В ПОЛЁТЕ... ВЫПОЛНИТЬ

ENG L(R) LOW THRUST

ЛЕВЫЙ (ПРАВЫЙ) ДВИГАТЕЛЬ НИЗКАЯ ТЯГА.

■ **<u>На взлёте после V_1 или при уходе на 2 круг:</u>**

– THR LEVER R(L) РЕЖИМ MAX ..... УСТАНОВИТЬ

На индикаторе режима работы двигателя появляется зелёная надпись MAX

ENG L(R) OVER THRUST

ЛЕВЫЙ (ПРАВЫЙ) ДВИГАТЕЛЬ ПРЕВЫШЕНИЕ ПО ТЯГЕ

– THR LEVER L(R) ДО ИСЧЕЗНОВЕНИЯ СООБЩЕНИЯ ENG L(R) OVER THRUST РЕЖИМ..... УМЕНЬШИТЬ

- если режим работы двигателя не позволяет сохранять параметры полёта
  - AP (ЕСЛИ ВКЛЮЧЁН) ..... ОТКЛ
  - ENG MASTER L(R) ..... OFF

ENG L(R) STOP TCM MODE

ЛЕВЫЙ (ПРАВЫЙ) ДВИГАТЕЛЬ ОСТАНОВЛЕН АВТОМАТИЧЕСКИ ФУНКЦИЕЙ TCM НА ЗЕМЛЕ, N2<62,5%

– THR LEVER L(R)..... IDLE
– ENG MASTER L(R) ..... OFF

ENG L(R) IMPENDING STALL

ЛЕВЫЙ (ПРАВЫЙ) ДВИГАТЕЛЬ ПРЕДПОМПАЖНЫЕ ЯВЛЕНИЯ.

– ENG L(R) THR LEVER ..... IDLE
– ENG L(R) ПАРАМЕТРЫ N1, N2, EGT, VIB ..... ПРОВЕРИТЬ

- **если параметры в норме:**
  - WING A-ICE ..... ON
  - ENG L(R) A-ICE ..... ON
  - THR LEVER L(R) РЕЖИМ МЕДЛЕННО ..... УВЕЛИЧИТЬ
- если сообщение ENG L(R) IMPENDING STALL появляется вновь:
  - THR LEVER L(R) РЕЖИМ ДО ИСЧЕЗНОВЕНИЯ СООБЩЕНИЯ ENG L(R) IMPENDING STALL ..... УМЕНЬШИТЬ

  Допускается работа двигателя на режиме менее режима начала помпажа.
- если сообщение ENG L(R) IMPENDING STALL не появляется вновь:
  - THR LEVER L(R) ТРЕБУЕМЫЙ РЕЖИМ ..... УСТАНОВИТЬ
  - WING A-ICE ..... КАК ТРЕБУЕТСЯ
  - ENG L(R) A-ICE ..... КАК ТРЕБУЕТСЯ

ENG L(R) STALL

ПОМПАЖ ЛЕВОГО (ПРАВОГО) ДВИГАТЕЛЯ

– THR LEVER L(R) ..... IDLE

- **Если N2 менее 50%:**
  - ENG MASTER L(R) ..... OFF
  - ПРОЦЕДУРУ ПОСЛЕ ВЫКЛЮЧЕНИЯ ДВИГАТЕЛЯ В ПОЛЁТЕ ..... ВЫПОЛНИТЬ
- **если N2 более 50%, другие параметры в норме:**

СЧИТАТЬ СИГНАЛИЗАЦИЮ ЛОЖНОЙ

ENG L(R) HI N1 / N2 / EGT

ЛЕВЫЙ (ПРАВЫЙ) ДВИГАТЕЛЬ N1(N2),(EGT) ВЫШЕ НОРМЫ.

Предупреждение экипажу о приближении к предельным N1 (N2) ,(EGT)

– THR LEVER L(R) РЕЖИМ ДО ПРОПАДАНИЯ СООБЩЕНИЯ «ENG L(R) HI N1 / N2 / EGT» ..... УМЕНЬШИТЬ

ENG L(R) N1/ N2 OVERLIMIT

ЛЕВЫЙ (ПРАВЫЙ) ДВИГАТЕЛЬ N1(N2) ВЫШЕ ПРЕДЕЛЬНОГО ЗНАЧЕНИЯ 105% (110%)

- **Если N1(N2) достигли предельного значения 105% (110%):**

– THR LEVER L(R)..... IDLE

- Если сообщение «ENG L(R) N1 / N2 OVERLIMIT» не пропало:
  - AP *(ЕСЛИ ВКЛЮЧЁН)* .....ОТКЛ
  - ENG MASTER L(R) .....OFF
  - ПРОЦЕДУРУ ПОСЛЕ ВЫКЛЮЧЕНИЯ ДВИГАТЕЛЯ В ПОЛЁТЕ ..... ВЫПОЛНИТЬ
- Если сообщение «ENG L(R) N1 / N2 OVERLIMIT» пропало:
  - THR LEVER L(R) ТРЕБУЕМЫЙ РЕЖИМ (*НЕ ДОПУСКАТЬ ДОСТИЖЕНИЯ ПРЕДЕЛЬНЫХ N1 (N2)*).....УСТАНОВИТЬ

ENG L(R) EGT OVERLIMIT

ТЕМПЕРАТУРА ВЫХЛОПНЫХ ГАЗОВ ВЫШЕ ПРЕДЕЛЬНОГО УРОВНЯ.

ПРИ ЗАПУСКЕ ДВИГАТЕЛЯ

■ **На земле**

ДЕЙСТВИЙ НЕ ТРЕБУЕТСЯ

Система FADEC переводит двигатель в режим холодной прокрутки и появляется сообщение «ENG L(R) START FAULT»

■ **В полёте**

● Если EGT достигла предельного значения 830˚C:

– ENG MASTER L(R) .....OFF
– EGT, N2, FF.....КОНТРОЛИРОВАТЬ
– ЗАПУСК (*НЕ РАНЕЕ, ЧЕМ ЧЕРЕЗ 30 с)* .....ВЫПОЛНИТЬ

ПРИ РАБОТАЮЩЕМ ДВИГАТЕЛЕ

● **Если EGT достигла предельного значения (972˚C):**

– THR LEVER L(R) .....IDLE

● Если сообщение «ENG L(R) EGT OVERLIMIT» не пропало:

– AP (ЕСЛИ ВКЛЮЧЁН) .....ОТКЛ
– ENG MASTER L(R) .....OFF
– ПРОЦЕДУРУ ПОСЛЕ ВЫКЛЮЧЕНИЯ ДВИГАТЕЛЯ В ПОЛЁТЕ .....
.....ВЫПОЛНИТЬ

● Если сообщение «ENG L(R) EGT OVERLIMIT» пропало;

– THR LEVER L(R) ТРЕБУЕМЫЙ РЕЖИМ.....УСТАНОВИТЬ

(Не допускать достижения предельной EGT)

ENG L(R) HI VIB

ЛЕВЫЙ (ПРАВЫЙ) ДВИГАТЕЛЬ ВЫСОКАЯ ВИБРАЦИЯ.

Уровень вибрации больше 0,4

- **При отсутствии условий обледенения:**
  - **На земле**
    - THR LEVER L(R) ..... IDLE
    - ENG MASTER L(R) ..... OFF
  - **В полете**
    - THR LEVER L(R) ..... СНИЗИТЬ РЕЖИМ ДО УМЕНЬШЕНИЯ УРОВНЯ ВИБРАЦИИ МЕНЕЕ 0,4 *(ЕСЛИ ПОЗВОЛЯЮТ УСЛОВИЯ ПОЛЁТА)*
    - **Если уровень вибрации не снижается менее 0,4 (сообщение ENG L(R) HI VIB не пропадает):**
    - ПАРАМЕТРЫ N1, N2, EGT, ТЕМПЕРАТУРУ И ДАВЛЕНИЕ МАСЛА ..... ПРОВЕРИТЬ И СРАВНИТЬ С ПАРАМЕТРАМИ ИСПРАВНОГО ДВИГАТЕЛЯ
    - **Если параметры в норме и вибрация не ощущается:**

ДЕЙСТВИЙ НЕ ТРЕБУЕТСЯ

- **Если параметры не в норме или ощущается неприемлемая вибрация:**
  - AP (ЕСЛИ ВКЛЮЧЁН) ..... ОТКЛ
  - THR LEVER L(R) ..... IDLE
  - ENG MASTER L(R) ..... OFF
  - ПРОЦЕДУРУ ПОСЛЕ ВЫКЛЮЧЕНИЯ ДВИГАТЕЛЯ В ПОЛЁТЕ ..... ВЫПОЛНИТЬ

- **<u>В условиях обледенения:</u>**
  - **<u>На земле</u>**
    - THR LEVER L(R) ..... ПЛАВНО УВЕЛИЧИТЬ РЕЖИМ ДО N1=70% НА 20 с

      Возможно кратковременное увеличение вибрации до 1,0
    - ПОСЛЕ СНИЖЕНИЯ УРОВНЯ ВИБРАЦИИ МЕНЕЕ 0,4 ТРЕБУЕМЫЙ РЕЖИМ РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЯ .....УСТАНОВИТЬ
  - Если уровень вибрации не снижается менее 0,4 (сообщение «ENG L(R) HI VIB» не пропадает):
    - THR LEVER L(R)… .....IDLE
    - ENG MASTER L(R) .....OFF
  - **<u>В полёте</u>**
    - THR LEVER L(R) .....УСТАНОВИТЬ НА УПОР TO/GA

      Возможно кратковременное увеличение вибрации до 1,0
    - ПОСЛЕ СНИЖЕНИЯ УРОВНЯ ВИБРАЦИИ МЕНЕЕ 0,4 ТРЕБУЕМЫЙ РЕЖИМ РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЯ .....УСТАНОВИТЬ
  - Если уровень вибрации не снижается менее 0,4:

ВЫПОЛНИТЬ ДЕЙСТВИЯ ПО СООБЩЕНИЮ **«**ENG L(R) HI VIB» ПРИ ОТСУТСТВИИ УСЛОВИЙ ОБЛЕДЕНЕНИЯ В ПОЛЁТЕ

ENG L(R) START FAULT

ОТКАЗ ЛЕВОГО (ПРАВОГО) ДВИГАТЕЛЯ НА ЗАПУСКЕ

Система FADEC прерывает запуск на земле и переводит двигатель в режим холодной прокрутки

– ENG MASTER L(R) *(ЧЕРЕЗ 30 с ПОСЛЕ ПОЯВЛЕНИЯ СООБЩЕНИЯ)* ..... OFF
– L(R) MAN ..... ПРОВЕРИТЬ/OFF
– ЗАПУСК (*НЕ РАНЕЕ, ЧЕМ ЧЕРЕЗ 10 с)* ..... ВЫПОЛНИТЬ

- Если сообщение появляется при повторном запуске:
  – СЛЕДУЮЩИЙ ЗАПУСК ..... НЕ ВЫПОЛНЯТЬ

ENG L(R) START FAULT NO IGN

ЛЕВЫЙ (ПРАВЫЙ) ДВИГАТЕЛЬ ОТСУТСТВИЕ ВОСПЛАМЕНЕНИЯ

■ **<u>На земле</u>**

■ **<u>При автоматическом запуске</u>**

ДЕЙСТВИЙ НЕ ТРЕБУЕТСЯ

Система FADEC переводит двигатель в режим холодной прокрутки на 30 с, после чего запуск продолжается с двумя работающими свечами. При успешном запуске сообщение исчезает, при отсутствии воспламенения появляется сообщение ENG L(R) START FAULT

■ **<u>При ручном запуске</u>**

– ENG MASTER L(R) ..... OFF
– ENG START ..... CRANK
– ENG START *(ЧЕРЕЗ 30 с)* ..... OFF
– L(R) MAN ..... OFF
– СЛЕДУЮЩИЙ ЗАПУСК ..... НЕ ВЫПОЛНЯТЬ

■ **<u>В полете</u>**

– ENG MASTER L(R) ..... OFF
– L(R) MAN ..... ПРОВЕРИТЬ/OFF
– ЗАПУСК (*НЕ РАНЕЕ, ЧЕМ ЧЕРЕЗ 10 с)* ..... ВЫПОЛНИТЬ

ENG L(R) START STALL

ПОМПАЖ ЛЕВОГО (ПРАВОГО) ДВИГАТЕЛЯ В ПРОЦЕССЕ ЗАПУСКА.

Система FADEC пытается восстановить нормальную работу двигателя.

- **на земле**

  НА ЗЕМЛЕ ПРИ СОХРАНЕНИИ ПОМПАЖА СИСТЕМА FADEC ПЕРЕВОДИТ ДВИГАТЕЛЬ В РЕЖИМ ХОЛОДНОЙ ПРОКРУТКИ И ПОЯВЛЯЕТСЯ СООБЩЕНИЕ ENG L(R) START FAULT

ДЕЙСТВИЙ НЕ ТРЕБУЕТСЯ

- **в полёте**

Ситуация может привести к зависанию оборотов двигателя или превышению EGT.

– EGT, N2 ..... КОНТРОЛИРОВАТЬ

ENG L(R) T/O TIME LIMIT

ПРЕВЫШЕНО ОГРАНИЧЕНИЕ ПО ВРЕМЕНИ РАБОТЫ НА ВЗЛЕТНОМ РЕЖИМЕ

- **Если позволяют условия полета:**

– РЕЖИМ РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЯ ДО ИСЧЕЗНОВЕНИЯ СООБЩЕНИЯ «ENG L(R) T/O TIME LIMIT» ..... УМЕНЬШИТЬ

- Если на H< 15000 ft уменьшить режим работы не удаётся:

  – AP *(ЕСЛИ ВКЛЮЧЁН)* ..... ОТКЛ
  – THR LEVER L(R) ..... IDLE
  – ENG MASTER L(R) ..... OFF
  – ПРОЦЕДУРУ ПОСЛЕ ВЫКЛЮЧЕНИЯ ДВИГАТЕЛЯ В ПОЛЁТЕ ..... ВЫПОЛНИТЬ

ENG L(R) MAX TIME LIMIT

ПРЕВЫШЕНИЕ ВРЕМЕНИ РЕЖИМА MAX

– APR INHIBIT ..... OFF

ENG L(R) FLAME OUT

СРЫВ ПЛАМЕНИ В КАМЕРЕ СГОРАНИЯ

- **Если FADEC восстановил работу двигателя:**

ДЕЙСТВИЙ НЕ ТРЕБУЕТСЯ

- **Если работа двигателя не восстановилась и появилось сообщение ENG L(R) FAIL:**

– ПРОЦЕДУРУ ПОСЛЕ ВЫКЛЮЧЕНИЯ ДВИГАТЕЛЯ В ПОЛЁТЕ... ВЫПОЛНИТЬ
– ПРОЦЕДУРУ ЗАПУСКА ДВИГАТЕЛЯ В ПОЛЁТЕ ..... ВЫПОЛНИТЬ

ENG L(R) REV PRESSURIZED

ГИДРОСИСТЕМА РЕВЕРСА ПОД ДАВЛЕНИЕМ В ОТСУТСТВИЕ КОМАНДЫ

Отказ L (R) реверса

– ОТСУТСТВИЕ ОДНОГО РЕВЕРСА НА ПОСАДКЕ ..... УЧИТЫВАТЬ

ENG L(R) FRV NOT CLSD

ЛЕВЫЙ (ПРАВЫЙ) ДВИГАТЕЛЬ НЕ ЗАКРЫТ ВОЗВРАТНЫЙ КЛАПАН ТОПЛИВА

ДЕЙСТВИЙ НЕ ТРЕБУЕТСЯ

ENG L(R) FRV NOT OPEN

ЛЕВЫЙ (ПРАВЫЙ) ДВИГАТЕЛЬ НЕ ОТКРЫТ ВОЗВРАТНЫЙ КЛАПАН ТОПЛИВА

Возможно увеличение температуры масла на пониженных режимах работы

– ТЕМПЕРАТУРУ МАСЛА.....КОНТРОЛИРОВАТЬ

- **Если температуру масла достигла 140˚C:**

– THR LEVER L(R) ВПЛОТЬ ДО МСТ ..... УВЕЛИЧИТЬ
(если позволяют условия полёта)

ENG L(R) COMP CTRL FAULT

ЛЕВЫЙ (ПРАВЫЙ) ДВИГАТЕЛЬ ОТКАЗ МЕХАНИЗАЦИИ КОМПРЕССОРА.

Возможен помпаж двигателя

– A/T .....ОТКЛ
– THR LEVER L(R).....IDLE

ENG L(R) FADEC SYS FAULT

ЛЕВЫЙ (ПРАВЫЙ) ДВИГАТЕЛЬ ОТКАЗ СИСТЕМЫ FADEC.

ВЫЛЕТ ЗАПРЕЩЁН

Примечание

- *Сообщение **«ENG L(R) FADEC SYS FAULT»** принимать во внимание через 20 с после подключения электропитания*
- *Сообщение **«ENG L(R) FADEC SYS FAULT»** принимать во внимание при запуске, если оно индицируется более 5 с*
- *Сообщение «**ENG L(R) FADEC SYS FAULT»** принимать во внимание после выключения двигателя, если оно индицируется более 5 с*

3.15.00 НОРМАЛЬНЫЕ ПРОЦЕДУРЫ

В данном разделе приведены процедуры которые характерны для данного типа самолёта или его модели при обычной эксплуатации.

3.15.01 ВЗЛЁТ И ПОСАДКА С УМЕНЬШЕНИЕМ ШУМА НА МЕСТНОСТИ

Примечание:
Никакие установленные процедуры снижения шума не препятствуют экипажу пользоваться предоставленными полномочиями по обеспечению безопасности полетов.

Приемы снижения шума применяются лишь в тех случаях, когда доказана их необходимость.

Снижение шума при наборе высоты во время вылета.

Метод уменьшения шума вблизи аэродрома (1)

Данный метод предусматривает уменьшение мощности или тяги на предписанной минимальной абсолютной высоте (240 м (800 ft) над превышением аэродрома) или выше и задержку уборки закрылков и предкрылков до достижения предписанной максимальной абсолютной высоты. На предписанной максимальной абсолютной высоте (900 м (3000 ft) над превышением аэродрома) воздушное судно разгоняется и закрылки и предкрылки в установленном порядке убираются с выдерживанием положительной вертикальной скорости набора высоты для завершения перехода на обычную скорость набора высоты при полете по маршруту. Начальная скорость набора высоты до точки начала выполнения приемов снижения шума составляет не менее V_2 + 10 kt.

Как показано в приведенном ниже примере (рисунок 3.15.01), по достижении абсолютной высоты 240 м (800 ft) над превышением аэродрома мощность или тяга двигателей корректируется в соответствии с порядком регулирования мощности/тяги в целях снижения шума, приведенным в руководстве по эксплуатации воздушного судна. Выдерживается скорость набора высоты V_2 + (10 ÷ 20) kt, при этом положение закрылков и предкрылков соответствует взлетной конфигурации. По достижении абсолютной высоты 900 м (3000 ft) над превышением аэродрома воздушное судно разгоняется и закрылки/предкрылки в установленном порядке убираются с выдерживанием положительной вертикальной скорости набора высоты для завершения перехода на обычную скорость набора высоты при полете по маршруту.

Метода уменьшения воздействия шума на удалении от аэродрома (2).

Данный метод предусматривает начало уборки закрылков и предкрылков на предписанной минимальной абсолютной высоте (240 м (800 ft) над превышением аэродрома) или выше, но до достижения предписанной максимальной абсолютной высоты (900 м (3000 ft) над превышением аэродрома). Закрылки и предкрылки должны убираться в установленном порядке при сохранении положительной вертикальной скорости набора высоты. Промежуточная уборка закрылков, если это необходимо для обеспечения соответствующих характеристик, может осуществляться ниже предписанной минимальной абсолютной высоты. Уменьшение мощности или тяги начинается в точке на участке разгона, которая обеспечивает получение удовлетворительных характеристик разгона. На предписанной максимальной абсолютной высоте осуществляется переход к обычным схемам набора высоты при полете по маршруту. Начальная скорость набора высоты до точки начала выполнения приемов снижения шума составляет не менее V_2 + 10 kt.

Как показано в приведенном ниже примере (рисунок 3.15.02), по достижении высоты 240 м (800 ft) над превышением аэродрома угол наклона воздушного судна/угол тангажа уменьшается, самолет разгоняется до V_{ZF} (механизация убрана) и закрылки/предкрылки убираются в установленном порядке. Уменьшение мощности или тяги начинается в точке на участке разгона, которая обеспечивает получение удовлетворительных характеристик разгона. Положительная вертикальная скорость набора высоты выдерживается до высоты 900 м (3000 ft) над превышением аэродрома. По достижении этой абсолютной высоты осуществляется переход на обычную скорость набора высоты при полете по маршруту. Самолет не должен отклоняться от установленного маршрута, кроме как:

a) в случае вылета самолетом достигнута абсолютная или относительная высота, представляющая верхний предел, связанный с приемами снижения шума, или

b) при необходимости обеспечения безопасности самолета (например, уклонение от опасных метеорологических явлений или разрешения конфликтной ситуации воздушного движения).

Рисунок 3.15.01 Снижение шума при наборе высоты во время вылета.

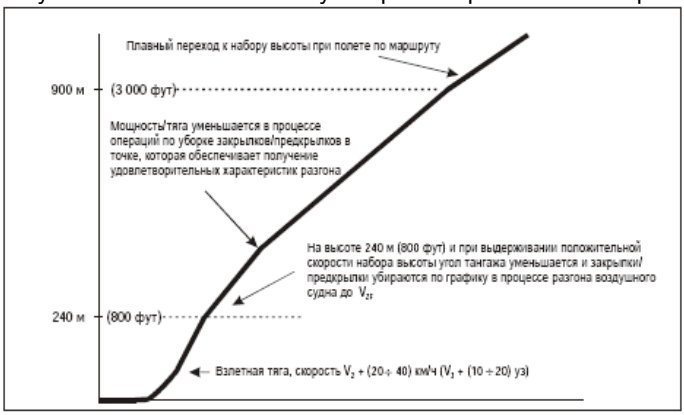


Рисунок 3.15.02 Снижение шума при наборе высоты во время вылета.

3.15.02 ЗАХОД НА ПОСАДКУ ПО МИНИМУМУ CAT 2

Методика захода на посадку по минимуму CAT 2 до высоты 1000 ft AGL соответствует методике стандартного захода по ILS.

К высоте 1000 ft AGL самолет должен быть стабилизирован на глиссаде в посадочной конфигурации на V_{APP}.

В данном разделе изложены только отличия и повторены наиболее важные операции с определением обязанностей каждого члена экипажа.

Ниже высоты 1000 ft AGL	
ПП	**НП**
Удерживает руки на ручке SS и на РУД. Осуществляет контроль пилотажных приборов.	Осуществляет контроль пилотажных приборов вплоть до приземления. Информирует ПП о достижении предельных параметров или переключении режимов по индикации на FMA.
При подходе к DH (с высоты DH+100 ft)	
Переносит взгляд во внекабинное пространство с целью определения возможности посадки по визуальным ориентирам. Принимает решение о посадке или уходе на 2-ой круг с соответствующим докладом.	
	На DH
	Если от ПП до DH не последовало решение о посадке, выполняет уход на 2-ой круг и докладывает об этом ПП.
Ниже DH	
При принятии решения о посадке, до высоты 80 ft отключает AP, AT и выполняет посадку.	

Если какой-либо отказ происходит на высоте ниже 1000 ft AGL, должен быть выполнен уход на 2-ой круг с последующей оценкой возможности выполнения повторного захода.

Изменение категории захода

В случае возникновения отказа на высоте выше 1000 ft AGL заход на посадку может быть продолжен с возвратом к наибольшему значению DH, удовлетворяющему сложившимся условиям.

Изменение категории захода на посадку с CAT 2 на CAT 1 разрешено если:

- действия по сообщениям EICAS выполнены;
- FD работоспособен;
- хотя бы один приемник ILS и один RA работоспособны;
- RVR удовлетворяет условиям захода по CAT 1;
- в брифинг внесены изменения с учетом CAT 1 и DH;
- решение о понижении категории посадки принято до высоты 1000 ft AGL.

Минимальный состав оборудования при выполнении автоматического захода на посадку с высотой принятия решения ниже 60 м и вплоть до высоты 30 м включает:

Оборудование или функция	Количество единиц оборудования или функций	Требуется для начала захода по Cat. II (индикация APP2)
AP	1	1
IRS	3	2
ADS	3	2
Приемник ILS	2	2
RA	2	1 (с индикацией на два рабочих места)
FMS	2	1
PFD	2	2

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ:

ПРИ ВЫПОЛНЕНИИ АВТОМАТИЧЕСКОГО ЗАХОДА НА ПОСАДКУ С ВЫСОТОЙ ПРИНЯТИЯ РЕШЕНИЯ НИЖЕ 60 М И ВПЛОТЬ ДО ВЫСОТЫ 30 м ВСЁ НЕОБХОДИМОЕ ОБОРУДОВАНИЕ, ВКЛЮЧАЯ ПИЛОТАЖНЫЕ ПРИБОРЫ, ДОЛЖНО БЫТЬ ИСПРАВНО.

3.15.03 УХОД НА ВТОРОЙ КРУГ

ПП	НП
РУД……TOGA ОБЪЯВИТЬ..."УХОДИМ НА ВТОРОЙ КРУГ/ЗАКРЫЛКИ…"	FLAPS……..……FLAPS 2
НАБОР ВЫСОТЫ……ВЫПОЛНИТЬ	
FMA……...ОБЪЯВИТЬ КОМАНДА……"ШАССИ УБРАТЬ"	ОБЪЯВИТЬ……"В НАБОРЕ" LDG GEAR……UP ДОЛОЖИТЬ «ШАССИ УБРАНЫ-ЗАКР...» РЕЖИМ LNAV или HDG….ВЫБРАТЬ TO, RWY TURN OFF LT……..OFF
На высоте уменьшения тяги: РУД……CLMB	
На высоте разгона скорости: СКОРОСТЬ.....КОНТРОЛИРОВАТЬ	ЗАКРЫЛКИ……..ПОЭТАПНО УБРАТЬ

УХОД НА ВТОРОЙ КРУГ С ВЫКЛЮЧЕННЫМ FD. (AP, A/T - OFF)

Уход на второй круг может быть выполнен без FD (заход по неточным системам или визуальный).

МИНИМАЛЬНАЯ ВЫСОТА УХОДА НА ВТОРОЙ КРУГ.....50 ft

Примечание:

При необходимости уход на 2-ой круг может быть выполнен с любой высоты вплоть до выравнивания.

- **Необходимо выполнить следующие действия:**

– ТЯГА ДВИГАТЕЛЕЙ ..... NTO
– ОБЪЯВИТЬ..... ”УХОДИМ НА ВТОРОЙ КРУГ, ЗАКРЫЛКИ”
– ПЕРЕЙТИ В НАБОР ВЫСОТЫ.....УСТАНОВИТЬ ТАНГАЖ 15°
– ПРИ ОТКАЗЕ ОДНОГО ДВИГАТЕЛЯ.....УСТАНОВИТЬ ТАНГАЖ (11-12)°
– ЗАКРЫЛКИ ..... УСТАНОВИТЬ FLAPS 2
Убедится в установке механизации крыла в заданное положение и доложить “FLAPS 2”.
– ДОЛОЖИТЬ..... В НАБОРЕ”
– ОБЪЯВИТЬ..... FMA”
Проверить индикацию режимов: THRUST, GA TRK, GA.
– ДАТЬ КОМАНДУ.....ШАССИ УБРАТЬ
– РУКОЯТКУ “L/G” В ПОЛОЖЕНИЕ “UP” .....УСТАНОВИТЬ
– УБЕДИТЬСЯ/ДОЛОЖИТЬ .....”ШАССИ УБРАНЫ, FLAPS 2”
– РЕЖИМ HDG/TRK.....ВЫБР./УСТ.
– TAXI/TO И RWY TURN OFF.....OFF
– AP, A/T .....КАК ТРЕБУЕТСЯ

- **На высоте уменьшения тяги:**

– РЕЖИМ “CLB”.....ВРУЧНУЮ УСТАНОВИТЬ

- **На высоте разгона скорости:**

– При уходе на второй круг с одним двигателем применяется режим MAX до окончания процесса уборки механизации и разгона на высоте 1000 ft AGL.
– Установить индекс заданной скорости GREEN DOT.
– Включить A/T, если был выключен.
– Включить FD, основной режим HDG,VS или TRK, FPA.
– Проверить индикацию на сигнализаторе FMA.
– Убрать закрылки на заданной скорости.
– Контролировать процесс ухода на второй круг и занятие разрешённой высоты.

3.15.04 ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ СИСТЕМЫ TAWS

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ СИСТЕМЫ TAWS

Примечание:
При выполнении полета по ППП или ночью при появлении предупреждающей сигнализации TAWS приведенные процедуры выполнить незамедлительно, не пытаясь оценить ситуацию.

■ **«TERRAIN AHEAD»:**

Предупреждающее речевое сообщение: ВПЕРЕДИ ЗЕМЛЯ.
На кнопке-табло TAWS TEST светится надпись TAWS.

– АР ..... OFF
– МАНЕВР ПО УХОДУ ОТ ПРЕПЯТСТВИЯ..... ВЫПОЛНИТЬ
– ТАНГАЖ..... КАК ТРЕБ
– РУД ..... КАК ТРЕБ
– SPEED BRAKE (ЕСЛИ ВЫПУЩЕНЫ) ..... RET

■ **«TERRAIN TERRAIN PULL UP PULL UP»**

Аварийное речевое сообщение: ЗЕМЛЯ, ЗЕМЛЯ ТЯНИ ВВЕРХ, ТЯНИ ВВЕРХ.
На кнопке-табло TAWS TEST светится надпись P/UP.

– АРOFF
– МАНЕВР ПО УХОДУ ОТ ПРЕПЯТСТВИЯ, НАЧАТЫЙ ПО ПРОЦЕДУРЕ «TERRAIN AHEAD» ..... ПРОДОЛЖИТЬ С НАБОРОМ ВЫСОТЫ
– ТАНГАЖ..... МАКСИМАЛЬНО ДОПУСТИМЫЙ
– РУД ..... NTO
– SPEED BRAKE ПРОВЕРИТЬ..... RET

■ **«AVOID TERRAIN»**

Аварийное речевое сообщение: УКЛОНИСЬ ЗЕМЛЯ.
На кнопке-табло TAWS TEST светится надпись P/UP.

– МАНЕВР ПО УХОДУ ОТ ПРЕПЯТСТВИЯ С УЧЕТОМ ВСЕЙ ИМЕЮЩЕЙСЯ ИНФОРМАЦИИ..... ВЫПОЛНИТЬ

■ **<u>«TERRAIN TERRAIN» или «TOO LOW TERRAIN»:</u>**

Предупреждающее речевое сообщение: «ЗЕМЛЯ, ЗЕМЛЯ» или «НИЗКО ЗЕМЛЯ»

На кнопке-табло TAWS TEST светится надпись TAWS.

Опасная скорость сближения с земной поверхностью

– ТРАЕКТОРИЮ ПОЛЕТА ..... ОТРЕГУЛИРОВАТЬ

или

– ПРОЦЕДУРУ УХОДА НА ВТОРОЙ КРУГ ..... НАЧАТЬ

■ **<u>«SINK RATE» или «DON'T SINK»:</u>**

Предупреждающее речевое сообщение: «ОПАСНОЕ СНИЖЕНИЕ» или «НЕ СНИЖАЙСЯ».

Недопустимая вертикальная скорость снижения или снижение (потеря высоты) после взлета или ухода на второй круг

ОТРЕГУЛИРОВАТЬ ТАНГАЖ И РЕЖИМ РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЯ, ТАК ЧТОБЫ ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ ПРЕКРАТИЛОСЬ.

■ **<u>«TOO LOW GEAR» или «TOO LOW FLAPS»:</u>**

Предупреждающее речевое сообщение: «НИЗКО ШАССИ» или «НИЗКО ЗАКРЫЛКИ».

Приближение к земле не в посадочной конфигурации

– КОНФИГУРАЦИЮ САМОЛЕТА.....ПРОВЕРИТЬ И ИЗМЕНИТЬ

или

– УХОД НА ВТОРОЙ КРУГ ..... ВЫПОЛНИТЬ.

■ **<u>«GLIDE SLOPE»:</u>**

Предупреждающее речевое сообщение: «ГЛИССАДА»

Недопустимое отклонение вниз от линии глиссады

– ПОЛЕТ ПО ГЛИССАДЕ..... ВОССТАНОВИТЬ

- при заходе на посадку по неточным системам
  - G/S MODE..... OFF
  - ЕСЛИ ПРЕДПОЛАГАЕТСЯ ПРЕДНАМЕРЕННЫЙ ПОЛЕТ НИЖЕ ГЛИССАДЫ..... ОТКЛЮЧИТЬ РЕЖИМ G/S MODE НА ПУЛЬТЕ TAWS

3.15.05 СДВИГ ВЕТРА “WINDSHEAR”(ЗАРЕЗЕРВИРОВАНО)

3.15.06 TCAS ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ

TCAS ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ

■ **уровень сообщения - «TA»: речевые сообщения «TRAFFIC»**

– Не выполнять маневр, руководствуясь только сообщением TA

– Попытаться визуально обнаружить воздушное судно, вызвавшее сообщение TA

■ **уровень сообщения – предупредительное «RA», речевые сообщения «MONITOR VERTICAL SPEED»**

– Выдерживать или установить вертикальную скорость вне красной зоны шкалы вертикальной скорости.

– Попытаться визуально обнаружить конфликтующее воздушное судно.

– УВД .....ДОЛОЖИТЬ

- **После речевого сообщения "CLEAR OF CONFLICT":**

ВОЗОБНОВИТЬ НОРМАЛЬНУЮ НАВИГАЦИЮ В СООТВЕТСТВИИ С ПЛАНОМ ПОЛЕТА.

■ **уровень сообщения - корректирующие «RA»: все речевые сообщения типа «CLIMB» и «DESCEND» или «MAINTAIN VERTICAL SPEED MAINTAIN» или «ADJUST VERTICAL SPEED ADJUST»**

– Быстро и плавно реагировать на сообщение «RA».

– AP (ЕСЛИ ВКЛЮЧЕН).....OFF
– FD.. .....OFF

– Установить вертикальную скорость в пределах зеленой зоны шкалы вертикальной скорости.

Примечание:
Избегать чрезмерного маневрирования для выдерживания вертикальной скорости в пределах зеленой зоны шкалы вертикальной скорости. Если необходимо, использовать весь диапазон скоростей, от скорости с максимальным углом атаки (α max) до V max.

– Попытаться визуально обнаружить воздушное судно, вызвавшее сообщение RA

– УВД……..…….....ДОЛОЖИТЬ

- **После речевого сообщения «CLEAR OF CONFLICT»:**

– ВОЗОБНОВИТЬ НОРМАЛЬНУЮ НАВИГАЦИЮ В СООТВЕТСТВИИ С ПЛАНОМ ПОЛЕТА.

AP/FD могут быть включены.

ВНИМАНИЕ
ВЫПОЛНИТЬ ПРОЦЕДУРУ GO AROUND ЕСЛИ СООБЩЕНИЕ «RA»: «CLIMB» ИЛИ «INCREASE CLIMB» ВКЛЮЧИЛИСЬ НА ПРЕДПОСАДОЧНОЙ ПРЯМОЙ.
Примечание:
Сообщения RA блокируются на высоте ниже 900 ft.

3.15.07 ПЕРЕСЕЧЕНИЕ ЗОНЫ ТУРБУЛЕНТНОСТИ

ПЕРЕСЕЧЕНИЕ ЗОНЫ ТУРБУЛЕНТНОСТИ

ВЫПОЛНИТЬ СЛЕДУЮЩУЮ ПРОЦЕДУРУ:

– ТАБЛО (SEAT BELTS/NO SMOK).....ON
– СКОРОСТЬ НЕ БОЛЕЕ 230 kt..... ВЫДЕРЖИВАТЬ

3.15.08 ПОПАДАНИЕ В ЗОНУ ВУЛКАНИЧЕСКОГО ПЕПЛА

ПОПАДАНИЕ В ЗОНУ ДЕЙСТВИЯ ВУЛКАНИЧЕСКОГО ПЕПЛА

ВЫПОЛНИТЬ СЛЕДУЮЩУЮ ПРОЦЕДУРУ ВО ВРЕМЯ РАЗВОРОТА НА 180 ГРАДУСОВ:

- УВД.....ДОЛОЖИТЬ
- A/T .....OFF
- THR LEVER..... УМЕНЬШИТЬ ТЯГУ (ПО ВОЗМОЖНОСТИ)
- КИСЛОРОДНЫЕ МАСКИ (100%)..... ПРИМЕНИТЬ
- БОРТПРОВОДНИКОВ .....ИНФОРМИРОВАТЬ
- PASS OXY.....ON
- ПОС ДВИГАТЕЛЯ.....ON
- ПОС КРЫЛА .....ON
- ВСУ .....ЗАПУСТИТЬ
- ПАРАМЕТРЫ ДВИГАТЕЛЯ.....КОНТРОЛИРОВАТЬ
- ПОКАЗАНИЯ ПРИБОРНОЙ СКОРОСТИ.....КОНТРОЛИРОВАТЬ
- При недостоверных показаниях скорости выполнить процедуру «НЕДОСТОВЕРНЫЕ ПОКАЗАНИЯ СКОРОСТИ»
- При отказе обоих двигателей использовать процедуру запуска двигателя в полёте. Перед запуском двигателя отключить ПОС крыла

4.05.00 ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ
4.05.01 УСЛОВИЯ РАСЧЕТА ЛЕТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК
4.05.02 КОНФИГУРАЦИИ САМОЛЕТА И САМОЛЕТНЫХ СИСТЕМ
4.05.03 ТЕРМИНЫ И СОКРАЩЕНИЯ СКОРОСТИ
4.10.00 ПРОЦЕДУРЫ ПРИМЕНЕНИЯ ЛЁТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК.
4.10.01 ВЗЛЁТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ
4.10.02 ОПРЕДЕЛЕНИЕ MTOW ПО ГРАДИЕНТУ НАБОРА ВЫСОТЫ 2,4%
4.10.03 ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПОЛНОГО ГРАДИЕНТА НАБОРА ВЫСОТЫ
4.10.04 ДОПУСТИМАЯ ВЫСОТА ПРЕПЯТСТВИЯ ПО КУРСУ ВЗЛЕТА И НАЧАЛЬНОГО НАБОРА ВЫСОТЫ.
4.10.05 ОПРЕДЕЛЕНИЕ MTOW ОГРАНИЧЕННОЙ ФАКТИЧЕСКОЙ ДЛИНОЙ ВПП
4.10.06 ОПРЕДЕЛЕНИЕ СКОРРЕКТИРОВАННОЙ ДИСТАНЦИИ ПРОДОЛЖЕННОГО ВЗЛЕТА
4.10.07 ОПРЕДЕЛЕНИЕ СКОРРЕКТИРОВАННОЙ ДИСТАНЦИИ ПРЕРВАННОГО ВЗЛЕТА
4.10.08 ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПРИВЕДЁННОЙ ВЗЛЕТНОЙ ДИСТАНЦИИ И V_1/V_R
4.10.09 ОПРЕДЕЛЕНИЕ MTOW ОГРАНИЧЕННОЙ ПРИВЕДЁННОЙ ВЗЛЕТНОЙ ДИСТАНЦИЕЙ
4.10.10 ОПРЕДЕЛЕНИЕ MTOW ОГРАНИЧЕННОЙ ПУТЕВОЙ СКОРОСТЬЮ (ЗАРЕЗЕРВИРОВАНО)
4.10.11 ОПРЕДЕЛЕНИЕ MTOW ОГРАНИЧЕННОЙ ЭНЕРГОЕМКОСТЬЮ ТОРМОЗОВ
4.10.12 ОПРЕДЕЛЕНИЕ СКОРОСТЕЙ V_1, V_R, V_2
4.10.13 ОПРЕДЕЛЕНИЕ УГЛОВ ОТКЛОНЕНИЯ СТАБИЛИЗАТОРА ПЕРЕД ВЗЛЕТОМ
4.10.14 ПОСАДОЧНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ
4.10.15 ОПРЕДЕЛЕНИЕ MLW
4.10.16 ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПОЛНЫХ ГРАДИЕНТОВ НАБОРА ВЫСОТЫ ПРИ УХОДЕ НА ВТОРОЙ КРУГ С ОДНИМ НЕРАБОТАЮЩИМ ДВИГАТЕЛЕМ
4.10.17 ПОТРЕБНАЯ ПОСАДОЧНАЯ ДИСТАНЦИЯ
4.11.00 ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПОТРЕБНОГО ЗАПАСА ТОПЛИВА
4.11.01 УСЛОВИЯ РАСЧЕТА
4.11.02 ПОЛЁТ ДО ЗАПАСНОГО АЭРОДРОМА
4.15.00 СВОДКА ХАРАКТЕРНЫХ СКОРОСТЕЙ ПОЛЕТА
4.15.01 СКОРОСТЬ СВАЛИВАНИЯ, МИНИМАЛЬНАЯ ЭВОЛЮТИВНАЯ СКОРОСТЬ
4.15.02 МИНИМАЛЬНО ДОПУСТИМАЯ СКОРОСТЬ ПОЛЕТА
4.15.03 СКОРОСТЬ V_{REF}
4.15.04 СКОРОСТЬ КОНЕЧНОГО ЭТАПА ВЗЛЕТА V_{FTO}

4.05.00 ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Материал, представленный в разделе Летные характеристики, отвечает требованиям АП 25 и АП 36.

4.05.01 УСЛОВИЯ РАСЧЕТА ЛЕТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК

Расчет летных характеристик произведен с учетом следующих условий:

– используется тяга двигателей, с использованием отбора воздуха от двигателей на СКВ;

– положение предкрылков и закрылков на различных этапах полета соответствуют определенному варианту таблицы 4.05.1:

Положение ручки FLAPS	Индикация на EWD	Угол отклонения (градусы)		(V_{mo} M_{mo}) V_{FE} (kt)	Этап полета
		Предкрылки	Закрылки		
0	FLAPS 0	0	0	(308) (0,81)	Крейсерский полёт
					Ожидание
1	FLAPS 1	18	3	250	
	FLAPS 1+F	18	9	210	Взлет
2	FLAPS 2	24	16	200	
					Заход на посадку/уход на 2-й круг
3	FLAPS 3	24	25	190	
					Посадка
FULL	FLAPS FULL	24	36	180	

Таблица 4.05. 1

– расчеты проведены для всего диапазона температур в пределах эксплуатационных ограничений;

– при определении летных характеристик в приведенных расчетах поправка на продольную составляющую скорости ветра учитывается: не более 50% от фактической продольной составляющей скорости ветра при встречном ветре и не менее 150% - при попутном. При учете поправки на продольную составляющую скорости ветра в номограммах нужно использовать составляющую фактической скорости ветра, полученную по данным метеослужбы;

– величина влажности воздуха не принимается во внимание при расчетах летных характеристик, так как ее изменение не оказывает заметного влияние на расчеты.

– При определении высоты полета с одним неработающим двигателем необходимо учитывать, что в любой точке маршрута запас высоты над максимальной высотой рельефа пролетаемой местности должен быть не менее 1 200 ft.

4.05.02 КОНФИГУРАЦИИ САМОЛЕТА И САМОЛЕТНЫХ СИСТЕМ

Таблица соответствия конфигурации самолета летным характеристикам на этапах полета:

ЭТАП ПОЛЕТА	ТЯГА	ЗАКРЫЛКИ	ШАССИ
1-ый ЭТАП ВЗЛЕТА	Взлетная тяга (режим MAX) на одном работающем двигателе	Взлетное положение. Представлено в таблице 4.05.1	ВЫПУЩЕНО
2-ой ЭТАП ВЗЛЕТА	То же, что на 1-ом этапе набора	То же, что при взлете	УБРАНО
3-ий ЭТАП ВЗЛЕТА	То же, что на 1-ом этапе набора	Промежуточное положение при уборке на взлете	УБРАНО
КОНЕЧНЫЙ ЭТАП ВЗЛЕТА	Максимальная тяга (режим MCT) на работающем двигателе	Убраны	УБРАНО
НАБОР ВЫСОТЫ НА МАРШРУТЕ	Максимально продолжительная тяга (режим MCT) на работающем двигателе	Убраны	УБРАНО
НАБОР ВЫСОТЫ В КОНФИГУРАЦИИ ЗАХОДА НА ПОСАДКУ	Взлетная тяга (режим MAX) на работающем двигателе	Положение при заходе на посадку	УБРАНО
НАБОР ВЫСОТЫ В ПОСАДОЧНОЙ КОНФИГУРАЦИИ	Взлетная тяга (режим TO/GA) на работающих двигателях	Посадочная конфигурация	ВЫПУЩЕНО
ПОСАДКА	Режим малого газа всех двигателей при касании	Посадочная конфигурация	ВЫПУЩЕНО

Таблица 4.05. 2

4.05.03 ТЕРМИНЫ И СОКРАЩЕНИЯ СКОРОСТИ

Минимальная эволютивная скорость взлета (V_{MC}) – земная индикаторная скорость (CAS), при которой в случае внезапного отказа критического двигателя возможно сохранение управления самолетом и выдерживание режима прямолинейного полета при угле крена не более 5°.

Минимальная эволютивная скорость разбега (V_{MCG}) – земная индикаторная скорость (CAS) в ходе разбега, при которой в случае внезапного отказа критического двигателя пилот может сохранять управление самолетом с использованием только руля направления (без использования управления передним колесом шасси).

Минимальная эволютивная скорость при заходе на посадку и посадке со всеми работающими двигателями (V_{MCL}) – земная индикаторная скорость (CAS), на которой в случае внезапного отказа критического двигателя возможно сохранение управления самолетом и выдерживание режима прямолинейного полета при угле крена не более 5°.

V_1 – максимальная скорость разбега при взлете, на которой пилот должен предпринять первое действие для остановки самолета в пределах дистанции прерванного взлета. Скорость V_1 также является минимальной скоростью разбега, на которой пилот может продолжить взлет после отказа критического двигателя на скорости V_{EF} и достичь требуемой высоты над поверхностью взлета в пределах располагаемой дистанции взлета.

V_{REF} – минимальная скорость полета в посадочной конфигурации.

V_{APP} – рекомендованная скорость конечного этапа захода на посадку.

V_{APP} определяется по соотношению:

V_{APP} = $V_{REF} + \Delta V_{WX} + \Delta V_{REF}$, где:

— ΔV_{WX} – поправка к скорости V_{REF}, обусловленная встречной составляющей ветра W_X на ВПП и при $W_X > 10$ kt определяемая как $\Delta V_{WX} = 0.3 * WX$, но не более 15 kt

— ΔV_{REF} – поправка к скорости V_{REF}, обусловленная конкретными условиями посадки:

$\Delta V_{REF} = +5$ kt при:

- автоматическом заходе на посадку;
- турбулентности.

ТРАЕКТОРИИ И ДИСТАНЦИИ

Концевая полоса торможения – специально подготовленный прямоугольный участок в конце располагаемой дистанции разбега, предназначенной для остановки воздушного судна в случае прерванного взлета.

Свободная зона – зона, выходящая за пределы ВПП, пригодная для первоначального набора высоты воздушного судна до установленного значения

Располагаемая дистанция разбега при взлете – длина ВПП, которая может быть использована при разбеге самолета.

Располагаемая дистанция прерванного взлета – сумма располагаемой длины разбега и длины концевой полосы торможения, если она предусмотрена.

Располагаемая дистанция взлета – сумма располагаемой дистанции разбега и длины свободной зоны, если она предусмотрена.

Располагаемая посадочная дистанция – длина ВПП, которая может быть использована для посадки самолета, начиная с высоты 15м и до полной остановки.

4.10.00 ПРОЦЕДУРЫ ПРИМЕНЕНИЯ ЛЁТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК.

4.10.01 ВЗЛЁТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

MTOW может ограничиваться:

– TORA, TODA, ASDA;

– нормированным градиентом 2,4 % набора высоты в случае продолженного взлета с одним неработающим двигателем;

– потребным запасом высоты над препятствием;

– энергоемкостью тормозов колес;

– путевой скоростью пневматиков шасси.

При выполнении расчетов предусматривается возможность использования концевой полосы торможения и свободной зоны ВПП. Наименьший из весов определенных по независимым расчетам принимается за MTOW для рассматриваемых условий взлета.

В случае необходимости возможна оптимизация при выборе MTOW:

– выбрать конфигурацию 1+F, если ограничением взлетной массы является градиент набора высоты;

– выбрать конфигурацию 2, если ограничением взлетной массы является взлетная дистанция

Для выбранной взлетной массы определить скорости V_1, V_R, V_2.

Скорость V_1 определить из соотношения V_1/V_R на рисунках 4.10.10, 4.10.11 «Определение сбалансированной дистанции и V_1/V_R».

Скорость V_2 установлена по условиям обеспечения градиента набора высоты не менее 2,4% при продолженном взлете с одним неработающим двигателем.

4.10.02 ОПРЕДЕЛЕНИЕ MTOW ПО ГРАДИЕНТУ НАБОРА ВЫСОТЫ 2,4%

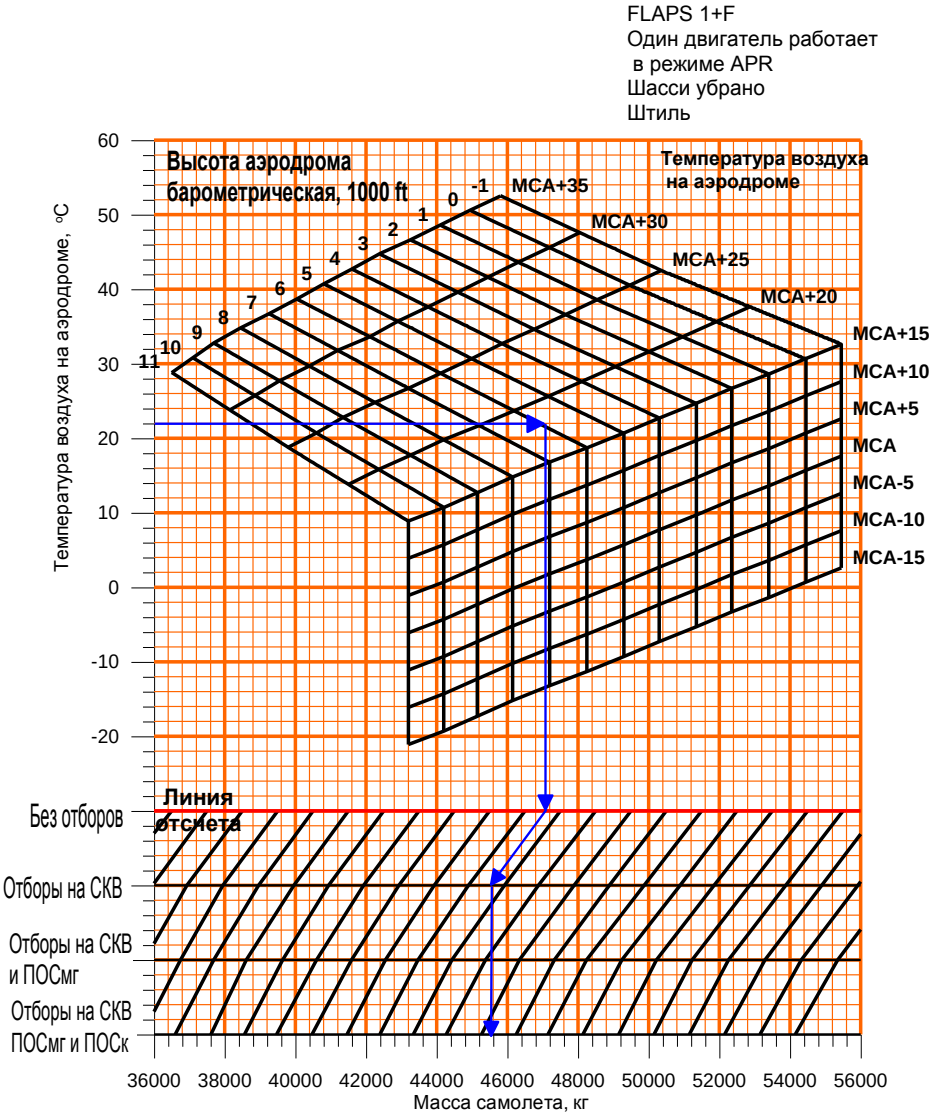


Рисунок 4.10. 1

Определение максимальной взлетной массы, ограниченной градиентом набора высоты 2,4%

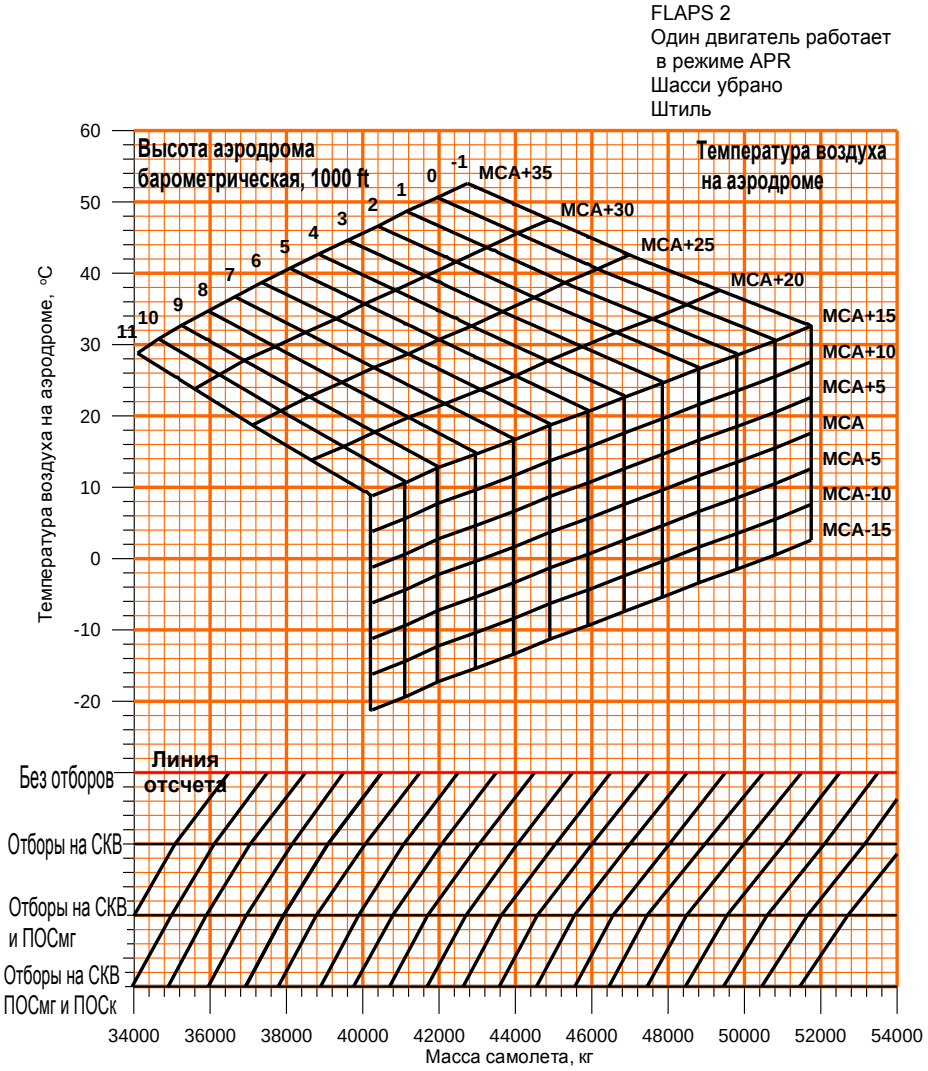


Рисунок 4.10. 2

4.10.03 ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПОЛНОГО ГРАДИЕНТА НАБОРА ВЫСОТЫ

В данном подразделе представлены полные градиенты набора высоты в заявленной конфигурации самолета на втором участке при продолженном взлете с одним неработающим двигателем.

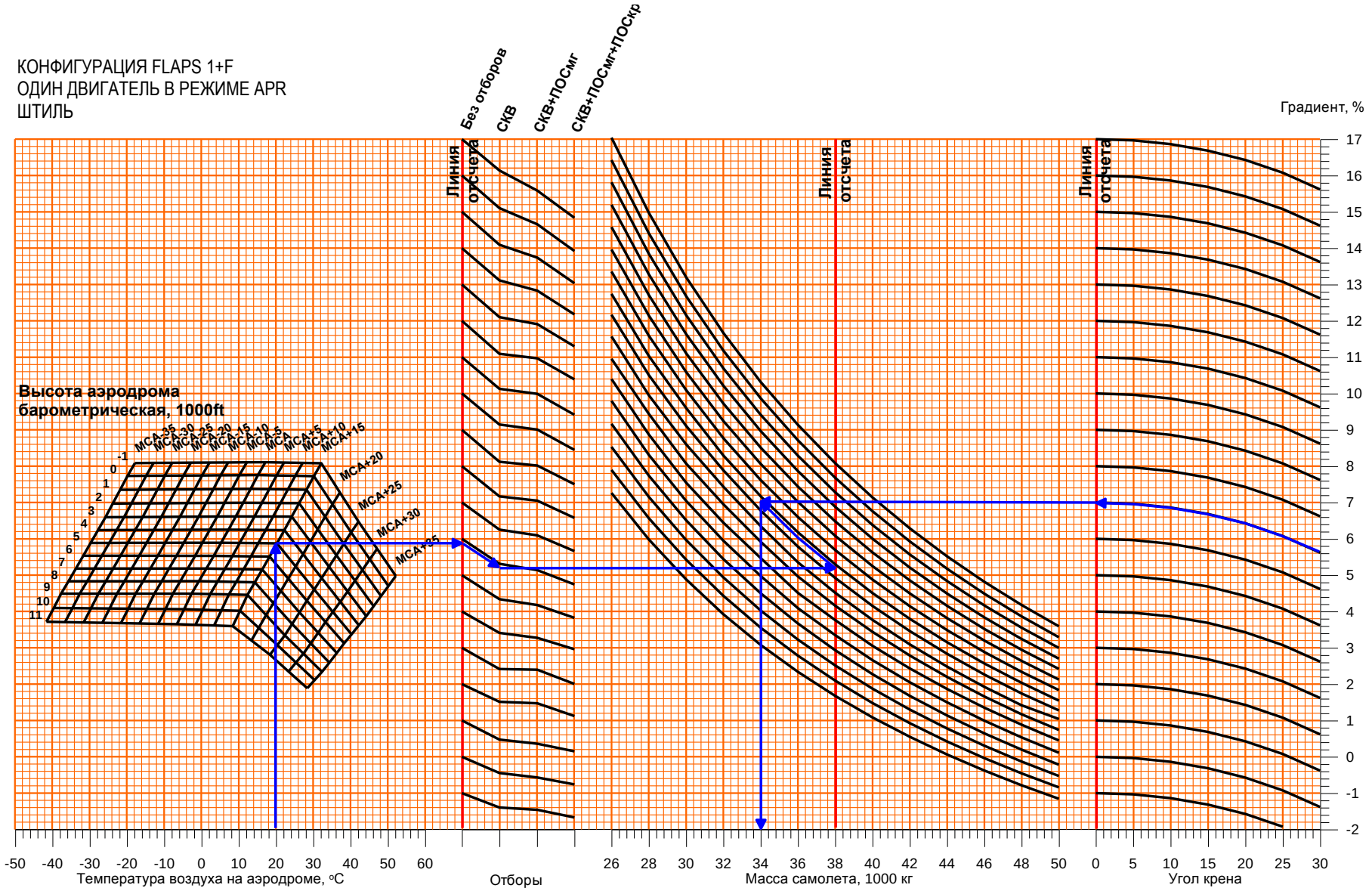


Рисунок 4.10. 3

КОНФИГУРАЦИЯ FLAPS 2
ОДИН ДВИГАТЕЛЬ В РЕЖИМЕ APR
ШТИЛЬ
В СЛУЧАЕ НЕУБОРКИ ШАССИ
ГРАДИЕНТ УМЕНЬШАЕТСЯ НА 2%

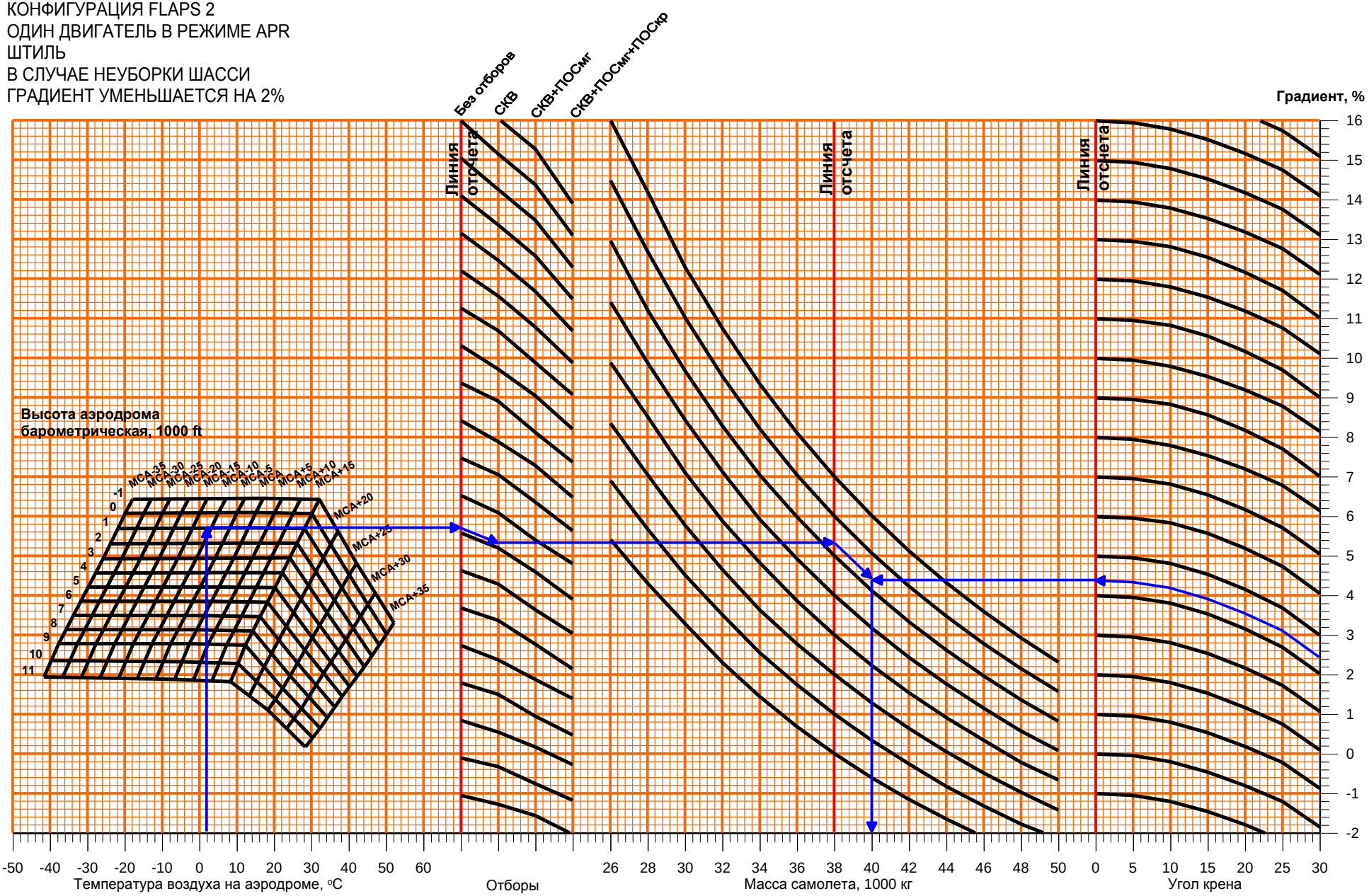


Рисунок 4.10. 4

4.10.04 ДОПУСТИМАЯ ВЫСОТА ПРЕПЯТСТВИЯ ПО КУРСУ ВЗЛЕТА И НАЧАЛЬНОГО НАБОРА ВЫСОТЫ.

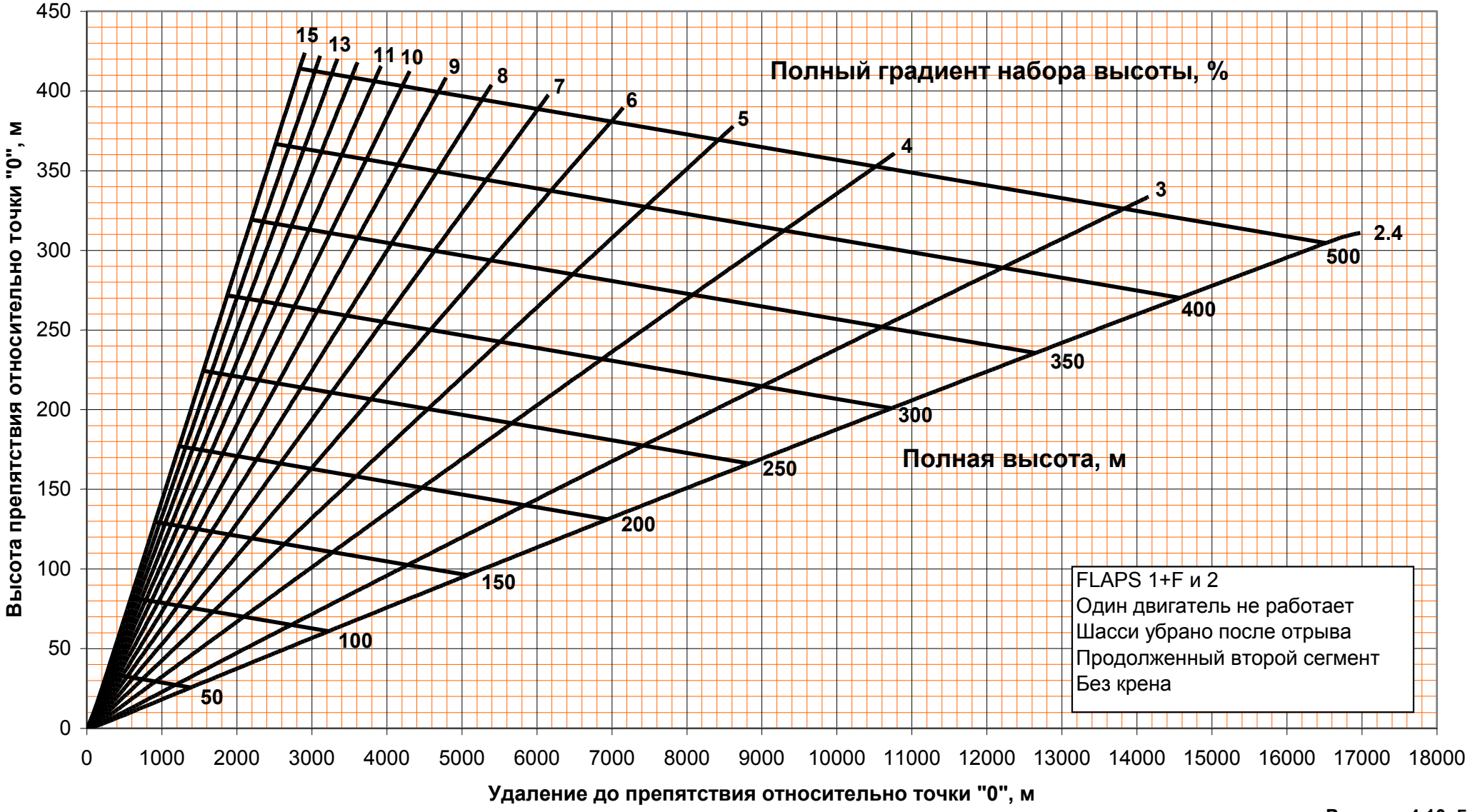


Рисунок 4.10. 5

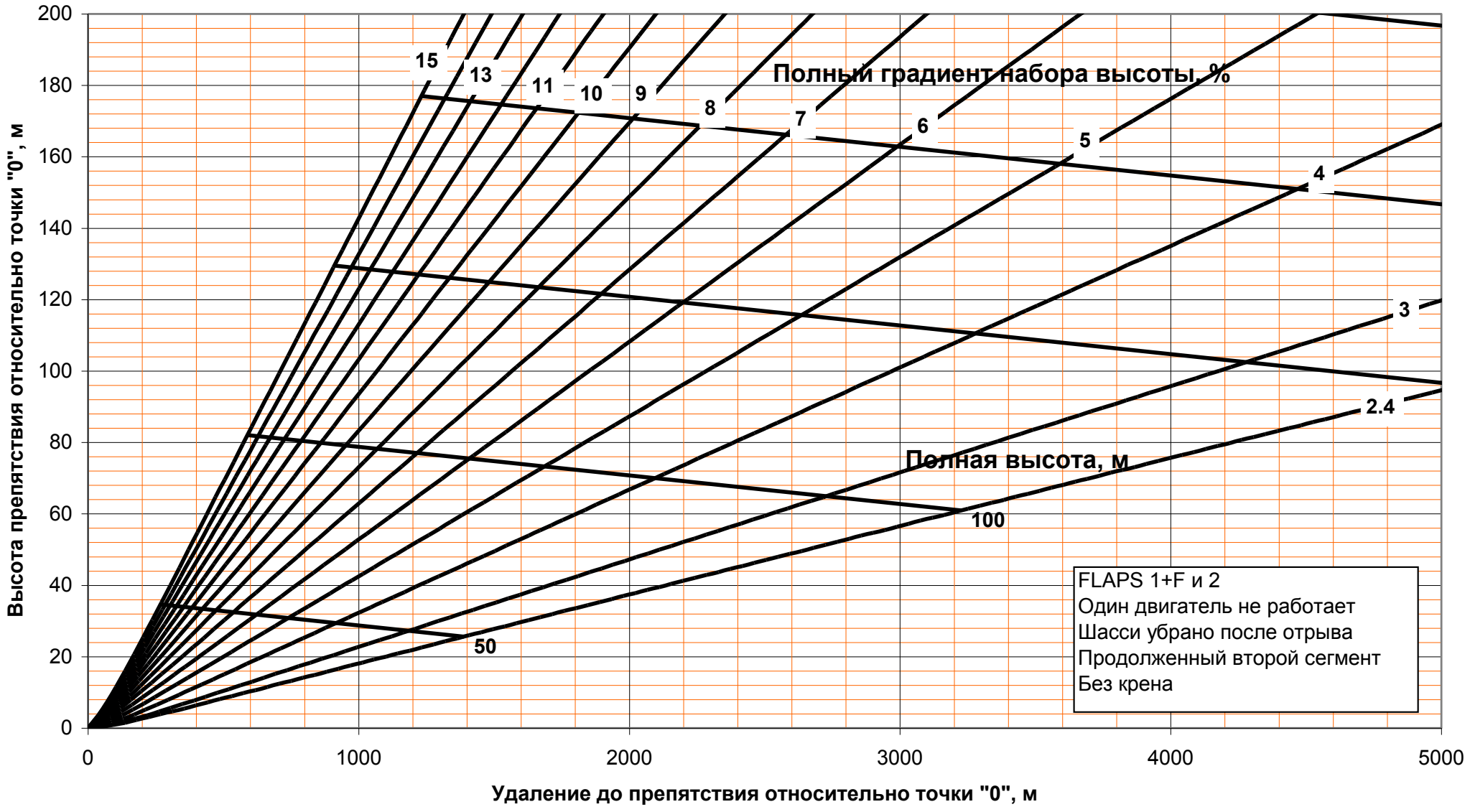


Рисунок 4.10. 6

4.10.05 ОПРЕДЕЛЕНИЕ MTOW ОГРАНИЧЕННОЙ ФАКТИЧЕСКОЙ ДЛИНОЙ ВПП

Из условия обеспечения безопасности в случае отказа одного двигателя на взлете следует:

– определить скорректированную дистанцию продолженного взлета;
– определить скорректированную дистанцию прерванного взлета;
– определить приведённую взлетную дистанцию;
– определить взлетную массу ограниченную приведённой взлетной дистанцией.

4.10.06 ОПРЕДЕЛЕНИЕ СКОРРЕКТИРОВАННОЙ ДИСТАНЦИИ ПРОДОЛЖЕННОГО ВЗЛЕТА

- КОНФИГУРАЦИЯ FLAPS 1+F и 2
- APR - СИСТЕМА РАБОТАЕТ
- ДЕЙСТВУЕТ ДЛЯ ВСЕХ ТЕМПЕРАТУР
- СУХАЯ ВПП

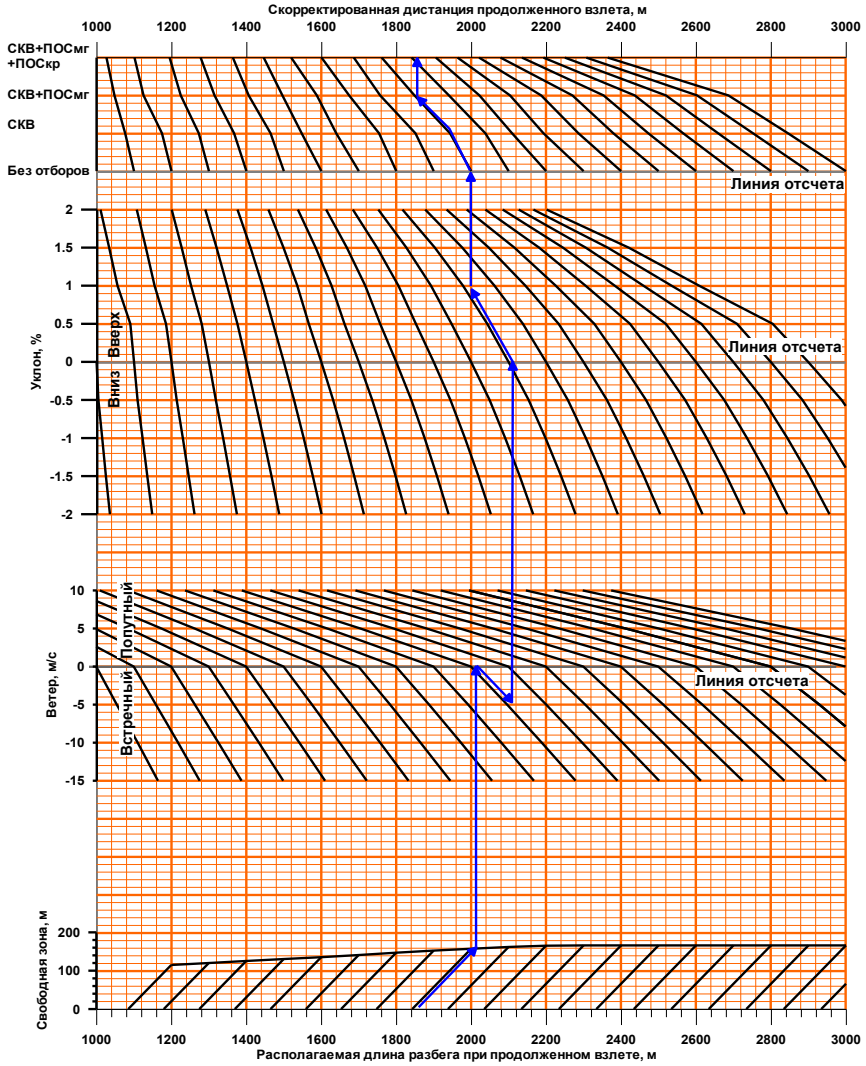


Рисунок 4.10. 7

4.10.07 ОПРЕДЕЛЕНИЕ СКОРРЕКТИРОВАННОЙ ДИСТАНЦИИ ПРЕРВАННОГО ВЗЛЕТА

- КОНФИГУРАЦИИ FLAPS 1+F И 2
- APR - СИСТЕМА РАБОТАЕТ
- ДЕЙСТВУЕТ ДЛЯ ВСЕХ ТЕМПЕРАТУР
- СУХАЯ ВПП

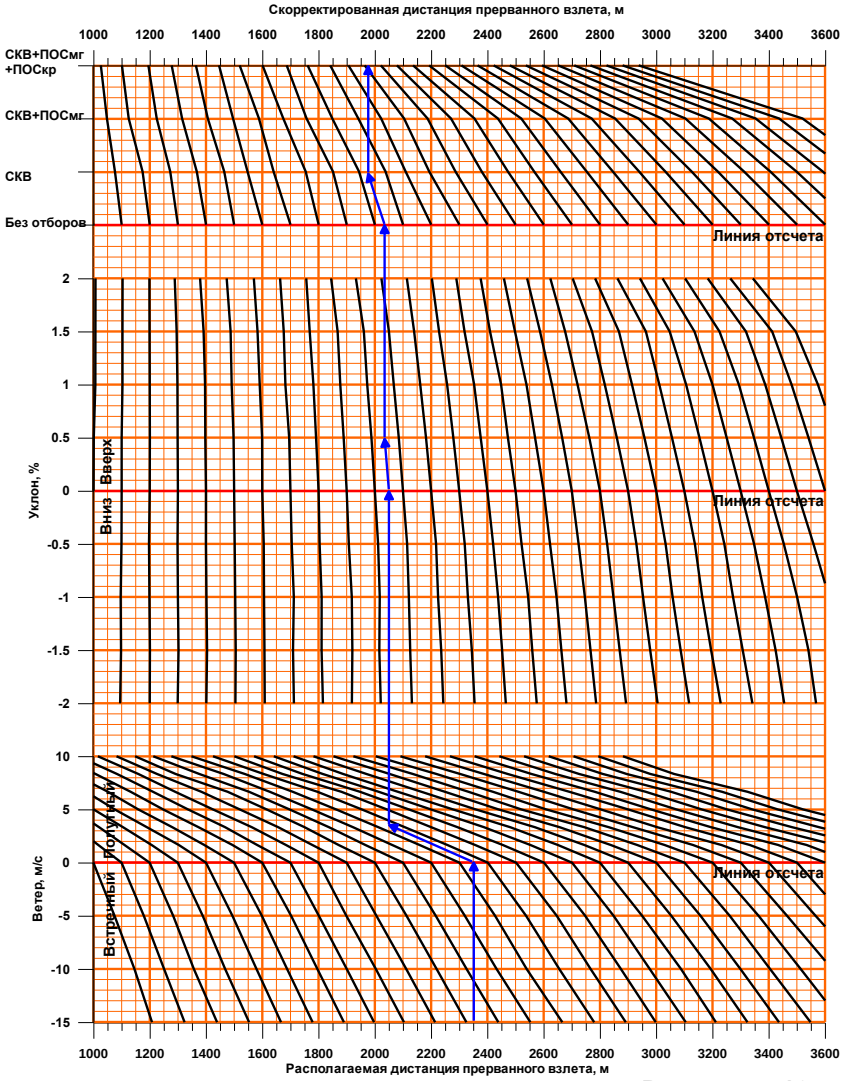


Рисунок 4.10. 8

Коэффициент коррекции дистанции прерванного взлета

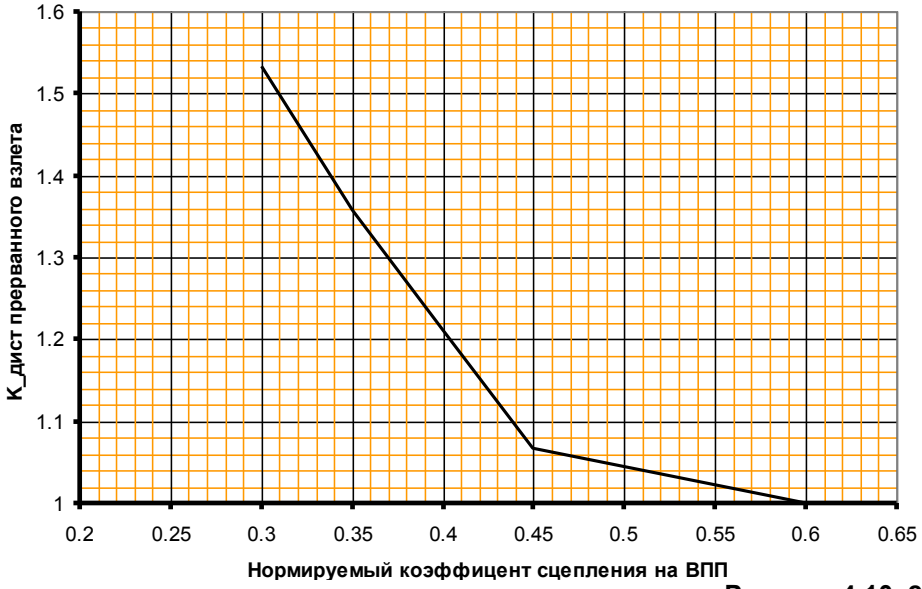


Рисунок 4.10. 9

4.10.08 ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПРИВЕДЁННОЙ ВЗЛЕТНОЙ ДИСТАНЦИИ И V_1/V_R

Конфигурация Flaps 1+F
Действительно для всех температур и высот

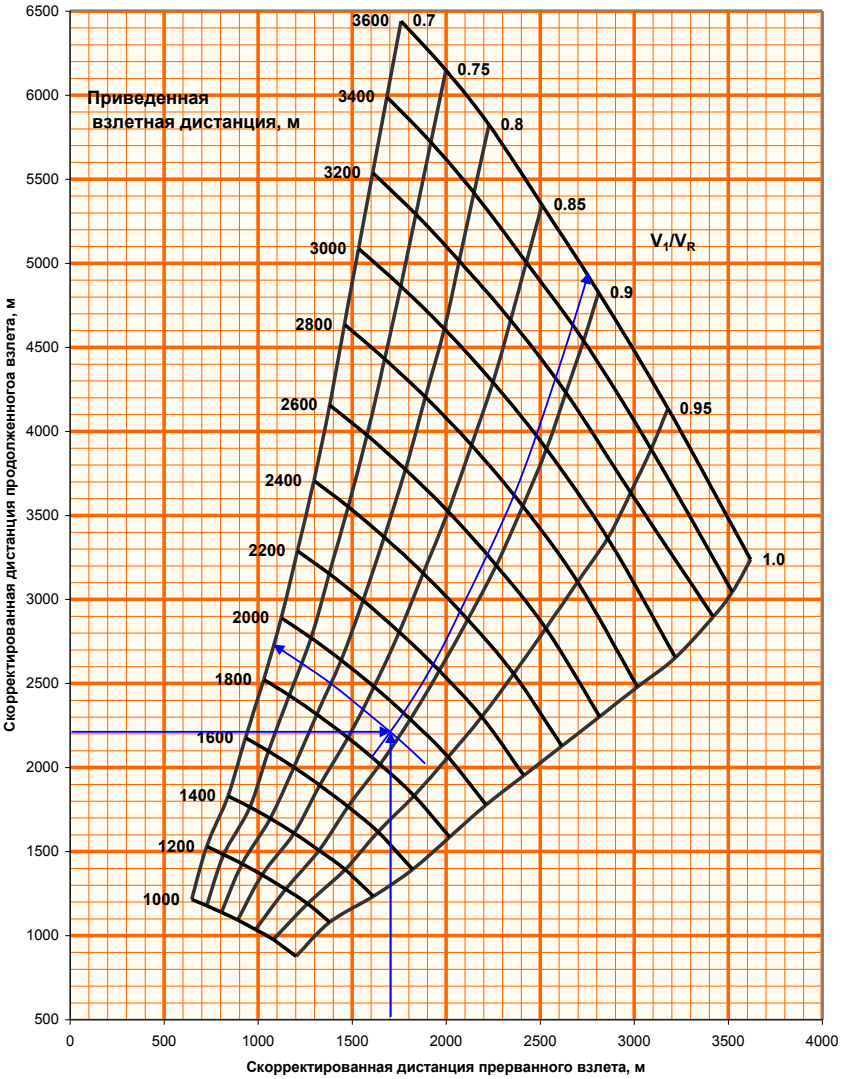


Рисунок 4.10. 10

Конфигурация Flaps 2
Действительно для всех температур и высот

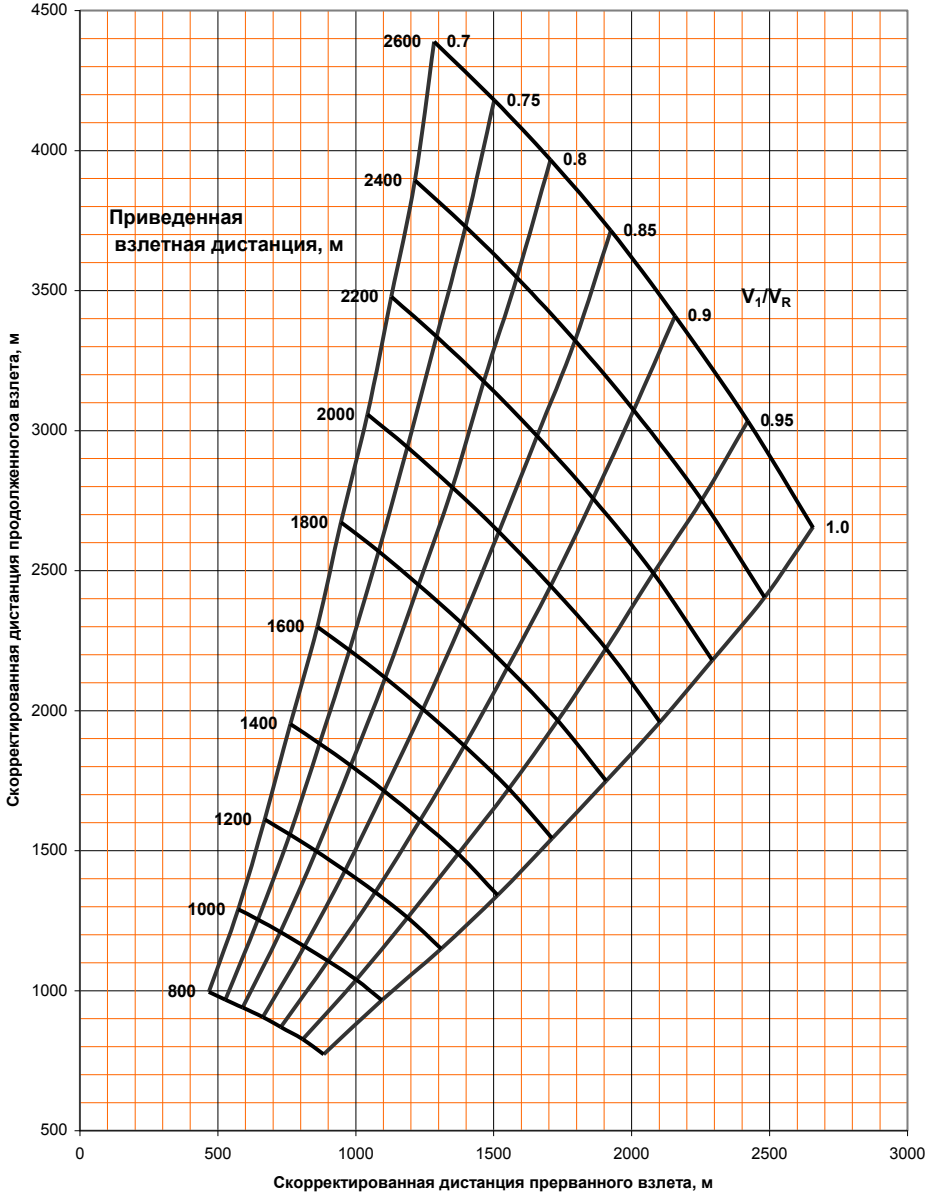


Рисунок 4.10. 11

4.10.09 ОПРЕДЕЛЕНИЕ MTOW ОГРАНИЧЕННОЙ ПРИВЕДЁННОЙ ВЗЛЕТНОЙ ДИСТАНЦИЕЙ

Конфигурация Flaps 1+F
Отказ двигателя
на скорости V1

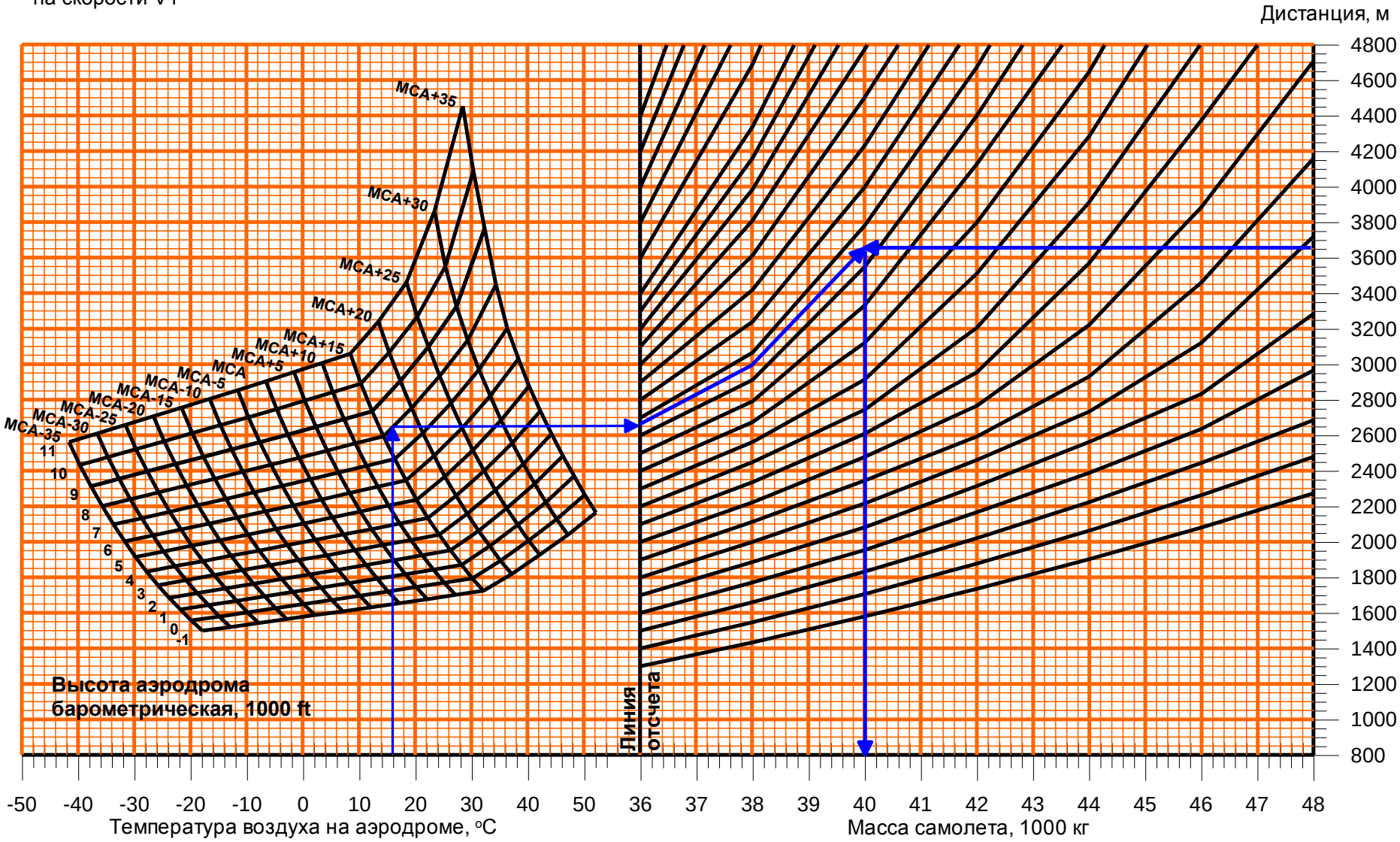


Рисунок 4.10. 12

Конфигурация Flaps 2
Отказ двигателя
на скорости V1

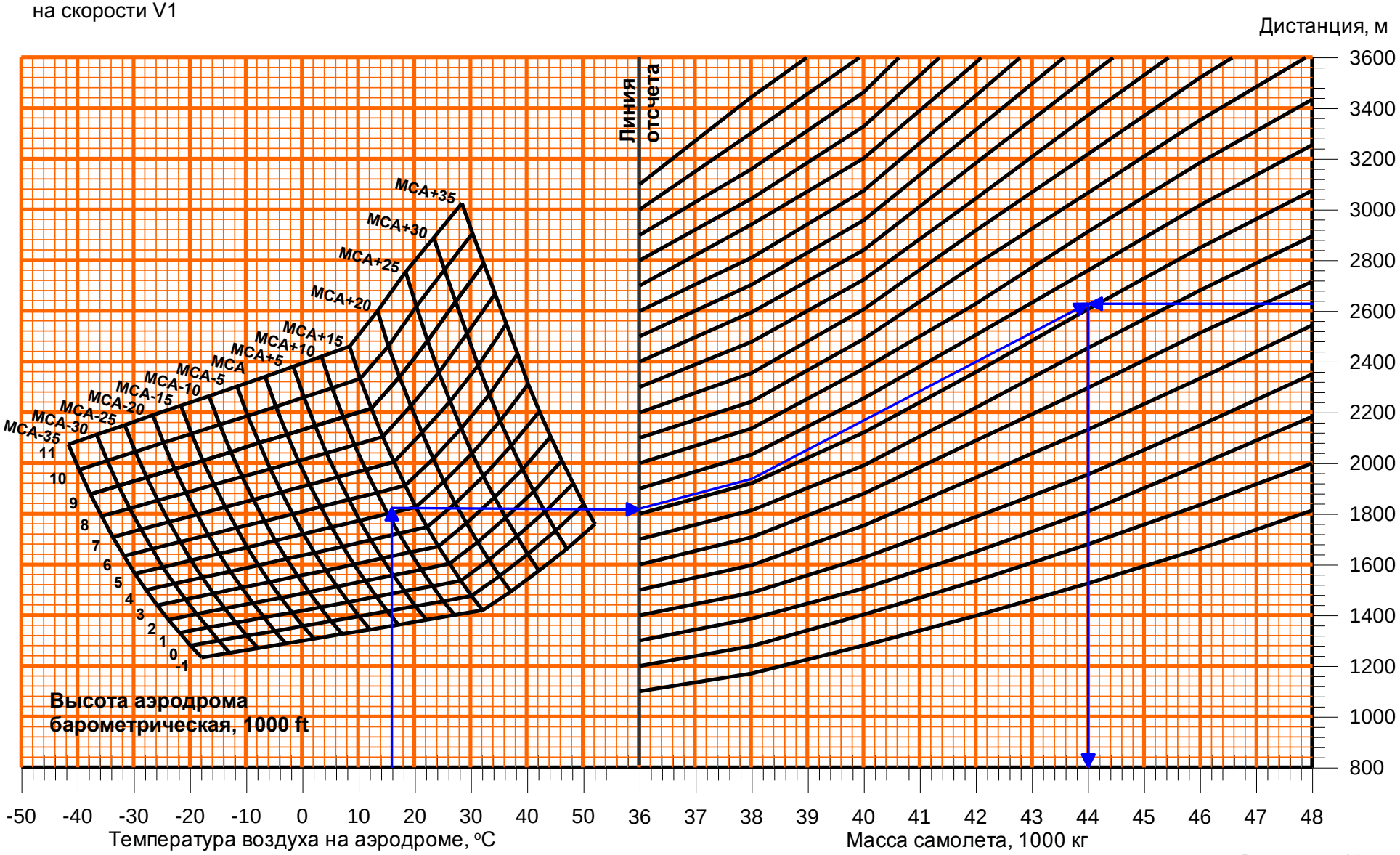


Рисунок 4.10. 13

4.10.10 ОПРЕДЕЛЕНИЕ MTOW ОГРАНИЧЕННОЙ ПУТЕВОЙ СКОРОСТЬЮ (ЗАРЕЗЕРВИРОВАНО)

4.10.11 ОПРЕДЕЛЕНИЕ MTOW ОГРАНИЧЕННОЙ ЭНЕРГОЕМКОСТЬЮ ТОРМОЗОВ

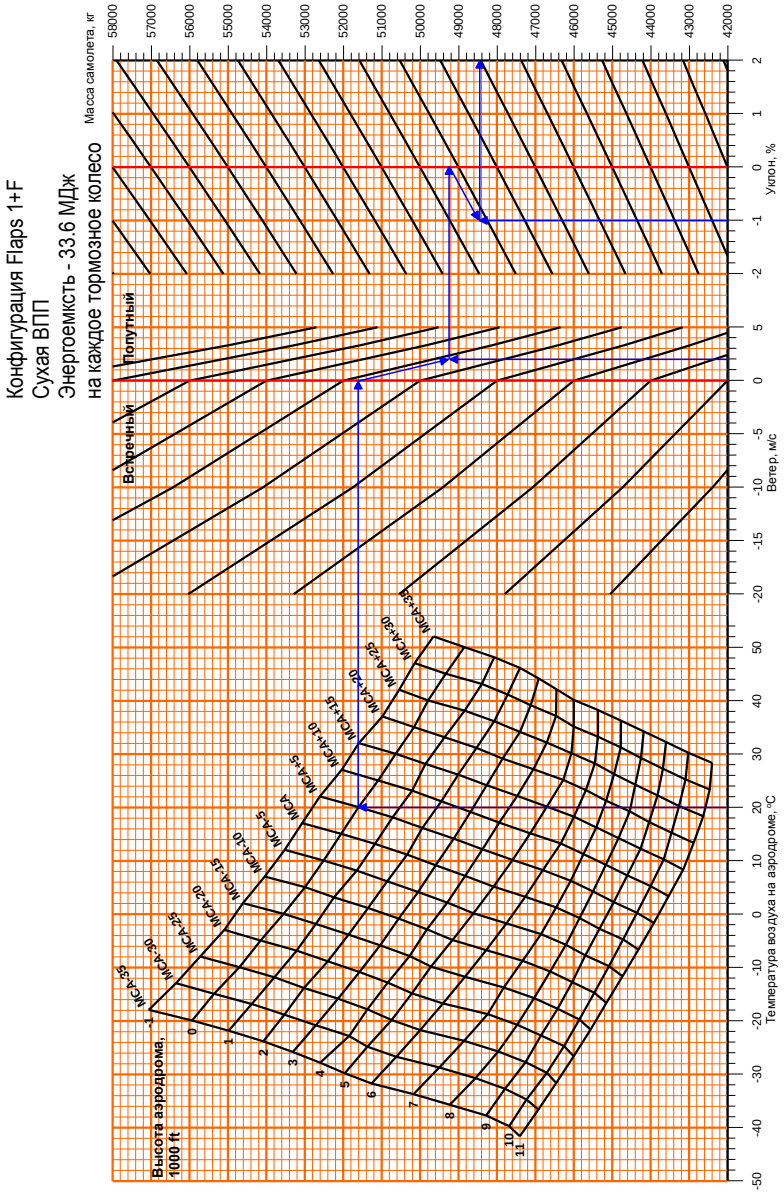


Рисунок 4.10. 14

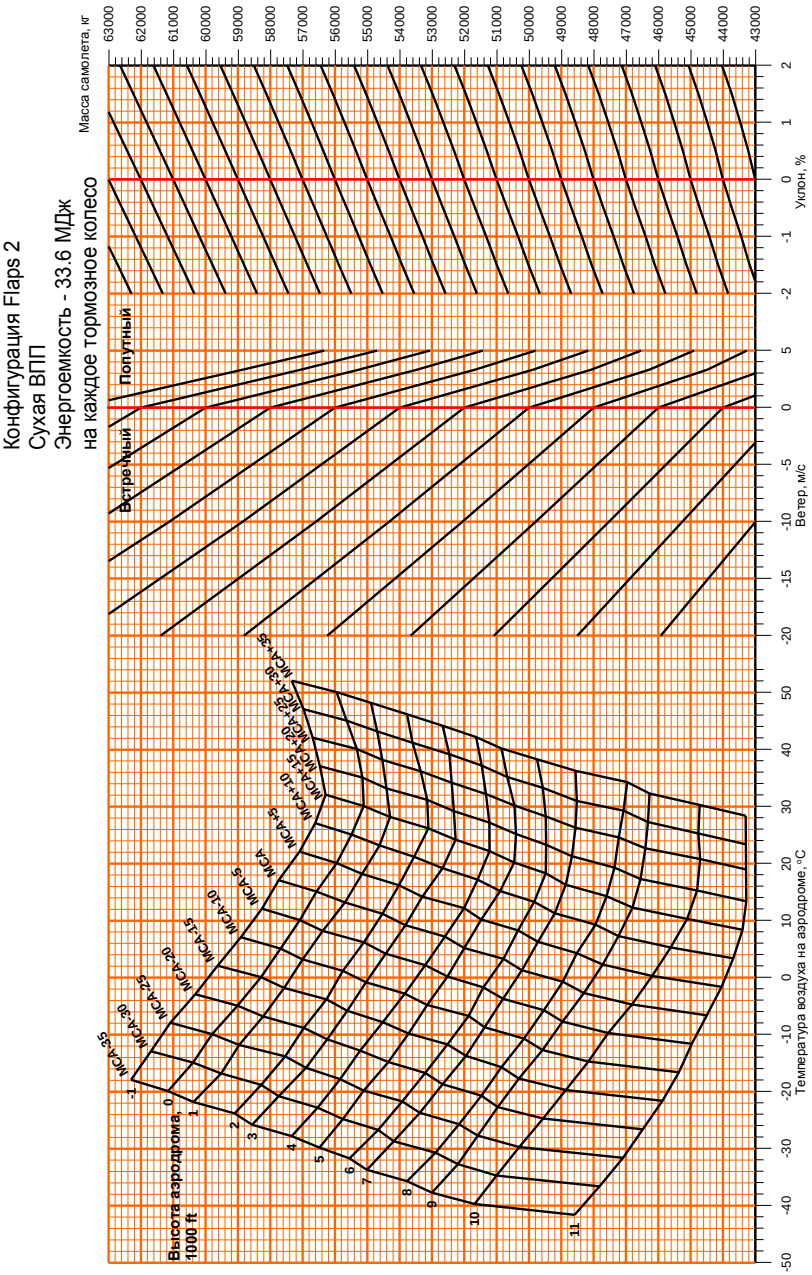


Рисунок 4.10. 15

4.10.12 ОПРЕДЕЛЕНИЕ СКОРОСТЕЙ V_1, V_R, V_2

В данном подразделе приведены скорости V_R и V_2 в зависимости от взлетного веса и положения закрылков. Скорость V_1 определить из соотношения V_1/V_R на диаграмме «Определение сбалансированной дистанции и V_1». (Рисунок 4.10.10) (Рисунок 4.10.11). Скорость V_R установлена с учетом ограничения по скорости V_{MCG}. Скорость V_2 установлена по условиям обеспечения градиента набора высоты не менее 2,4% при продолженном взлете с одним неработающим двигателем.

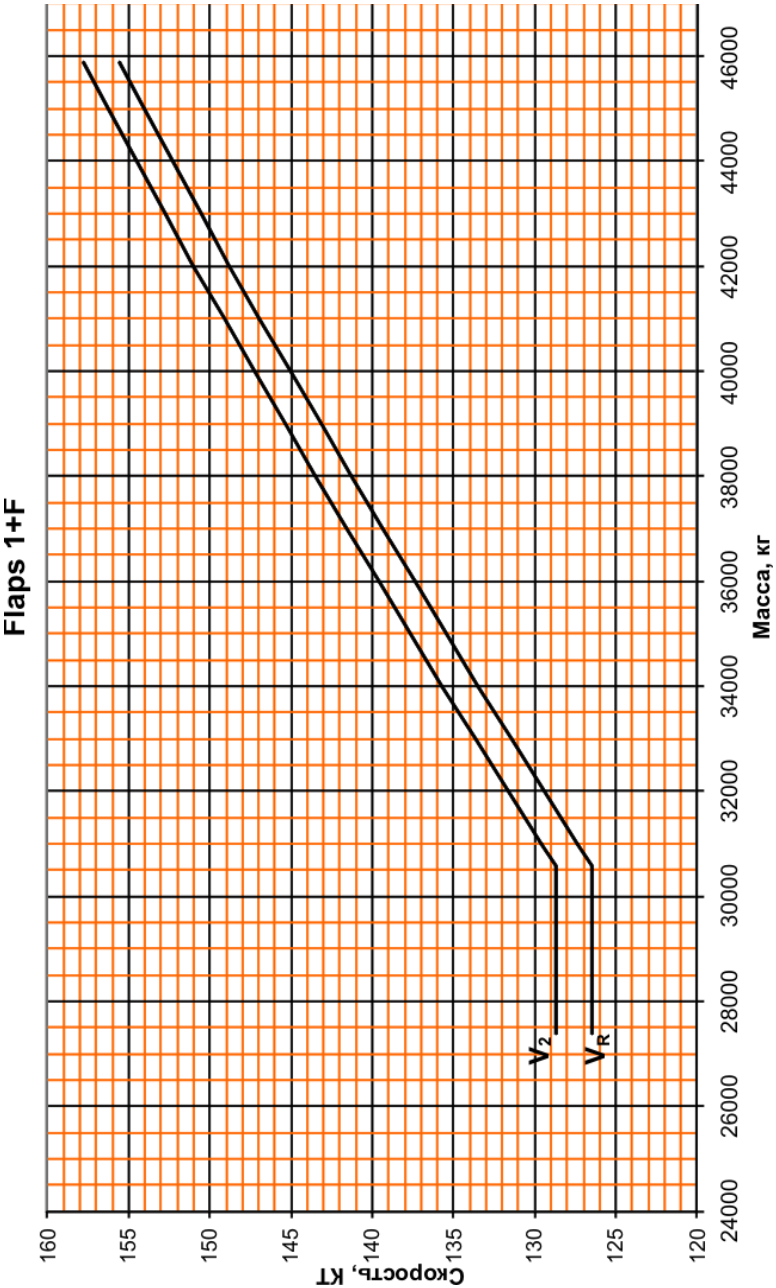


Рисунок 4.10. 16

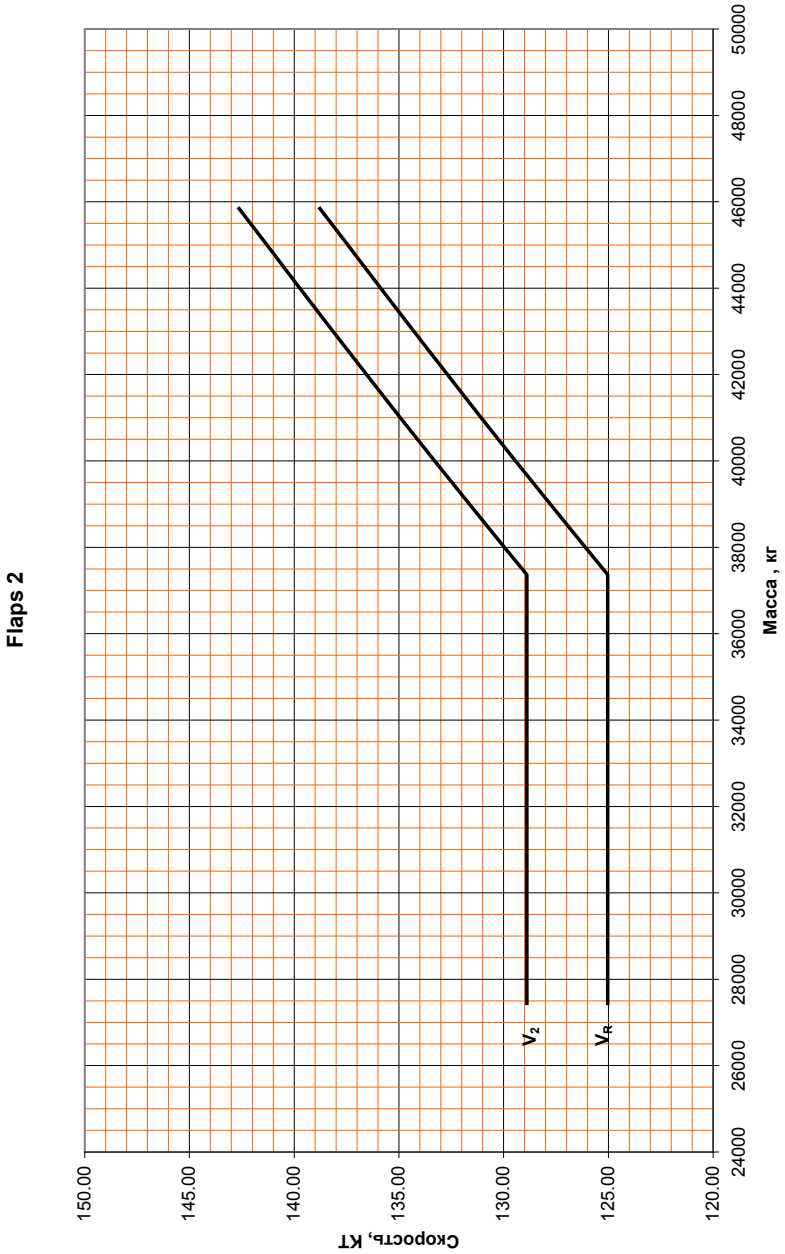


Рисунок 4.10. 17

4.10.13 ОПРЕДЕЛЕНИЕ УГЛОВ ОТКЛОНЕНИЯ СТАБИЛИЗАТОРА ПЕРЕД ВЗЛЕТОМ

FLAPS 1+F									
Взлетная масса (кг)	Центровка в % САХ								
	12	15	18	21	24	27	30	33	36
	Угол установки стабилизатора (°)								
28 000	-1.9	-1.3	-0.7	-0.2	0.5	0.9	0.9		
30 000	-2.4	-1.7	-1.1	-0.4	0.3	0.9	0.9	0.9	0.9
32 000	-2.7	-2.0	-1.3	-0.6	0.1	0.8	0.9	0.9	0.9
34 000	-3.1	-2.4	-1.6	-0.9	-0.2	0.7	0.9	0.9	0.9
36 000	-3.3	-2.6	-1.9	-1.1	-0.4	0.4	0.9	0.9	0.9
38 000	-3.6	-2.9	-2.1	-1.3	-0.5	0.3	0.9	0.9	0.9
40 000	-4.0	-3.2	-2.5	-1.6	-0.7	0.2	0.9	0.9	0.9
42 000	-4.2	-3.5	-2.7	-1.8	-1.0	0.0	0.9	0.9	0.9
44 000	-4.5	-3.8	-2.9	-2.0	-1.2	-0.3	0.7	0.9	0.9
45 880	-4.7	-3.9	-3.1	-2.3	-1.4	-0.5	0.4	0.9	0.9

Таблица 4.10. 1

FLAPS 2									
Взлетная масса (кг)	Центровка в % САХ								
	12	15	18	21	24	27	30	33	36
	Угол установки стабилизатора (°)								
28 000	-2.4	-1.9	-1.2	-0.5	0.1	0.7	0.9		
30 000	-2.9	-2.2	-1.5	-0.8	-0.1	0.5	0.9	0.9	0.9
32 000	-3.2	-2.6	-1.9	-1.2	-0.4	0.3	0.9	0.9	0.9
34 000	-3.6	-2.9	-2.2	-1.4	-0.6	0.1	0.8	0.9	0.9
36 000	-3.8	-3.1	-2.4	-1.6	-0.8	0.0	0.7	0.9	0.9
38 000	-4.2	-3.4	-2.7	-1.9	-1.1	-0.3	0.5	0.9	0.9
40 000	-4.5	-3.7	-2.9	-2.1	-1.3	-0.4	0.4	0.9	0.9
42 000	-4.7	-3.9	-3.1	-2.3	-1.5	-0.6	0.3	0.9	0.9
44 000	-5.0	-4.2	-3.4	-2.6	-1.8	-0.8	0.1	0.9	0.9
45 880	-5.0	-4.4	-3.6	-2.8	-1.9	-1.1	-0.1	0.8	0.9

Таблица 4.10. 2

4.10.14 ПОСАДОЧНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Материалы данного раздела позволяют определить MLW самолета в зависимости от конкретных условий аэродрома.

MLW, в зависимости от температуры воздуха, высоты аэродрома (по требованиям к набору высоты в случае продолженного взлета с одним неработающим двигателем), состояния поверхности ВПП, ограничивается:

- градиентами набора высоты при уходе на второй круг с одним отказавшим двигателем;
- располагаемой длиной ВПП для посадки.

Меньшая из полученных по этим ограничениям масс, принимается за максимально допустимую.

4.10.15 ОПРЕДЕЛЕНИЕ MLW

Определение максимальной посадочной массы, ограниченной градиентом набора высоты 2,1% при уходе на второй круг

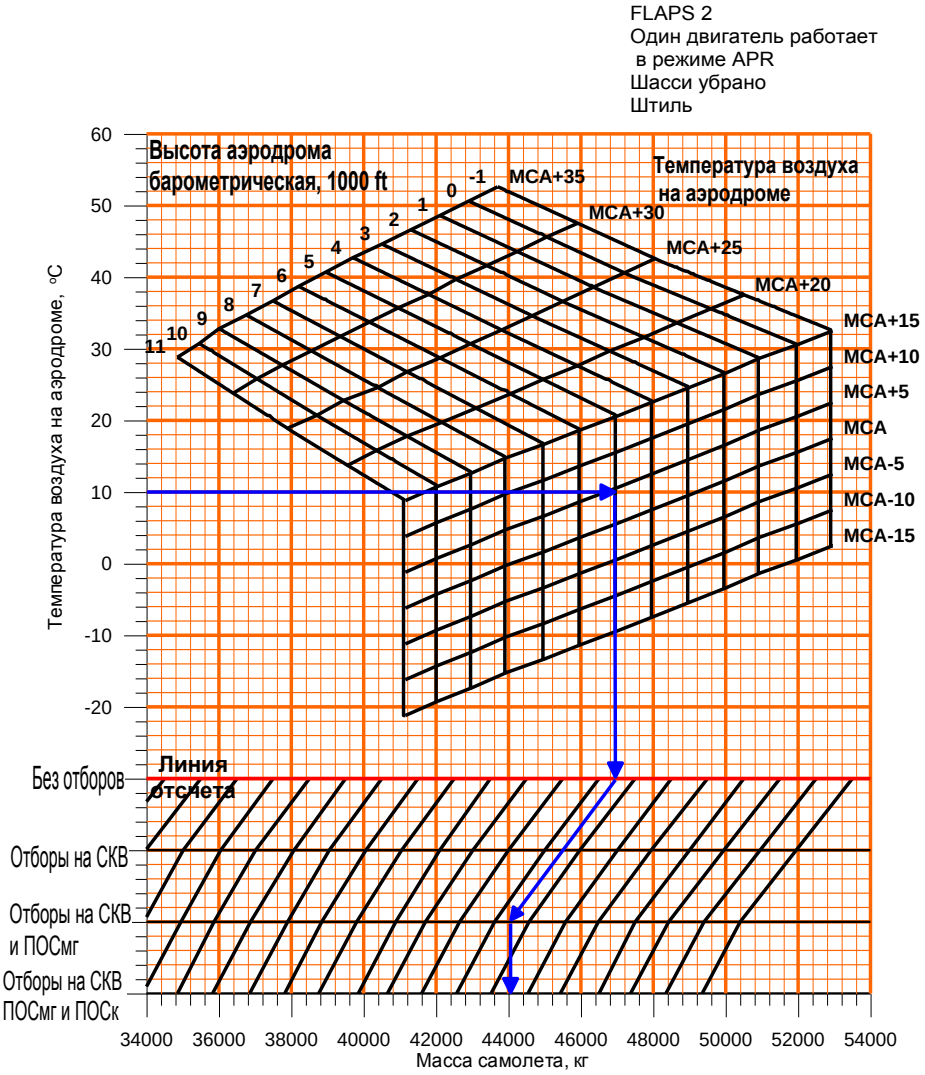


Рисунок 4.10. 18

Определение максимальной посадочной массы, ограниченной градиентом набора высоты 2,1% при уходе на второй круг

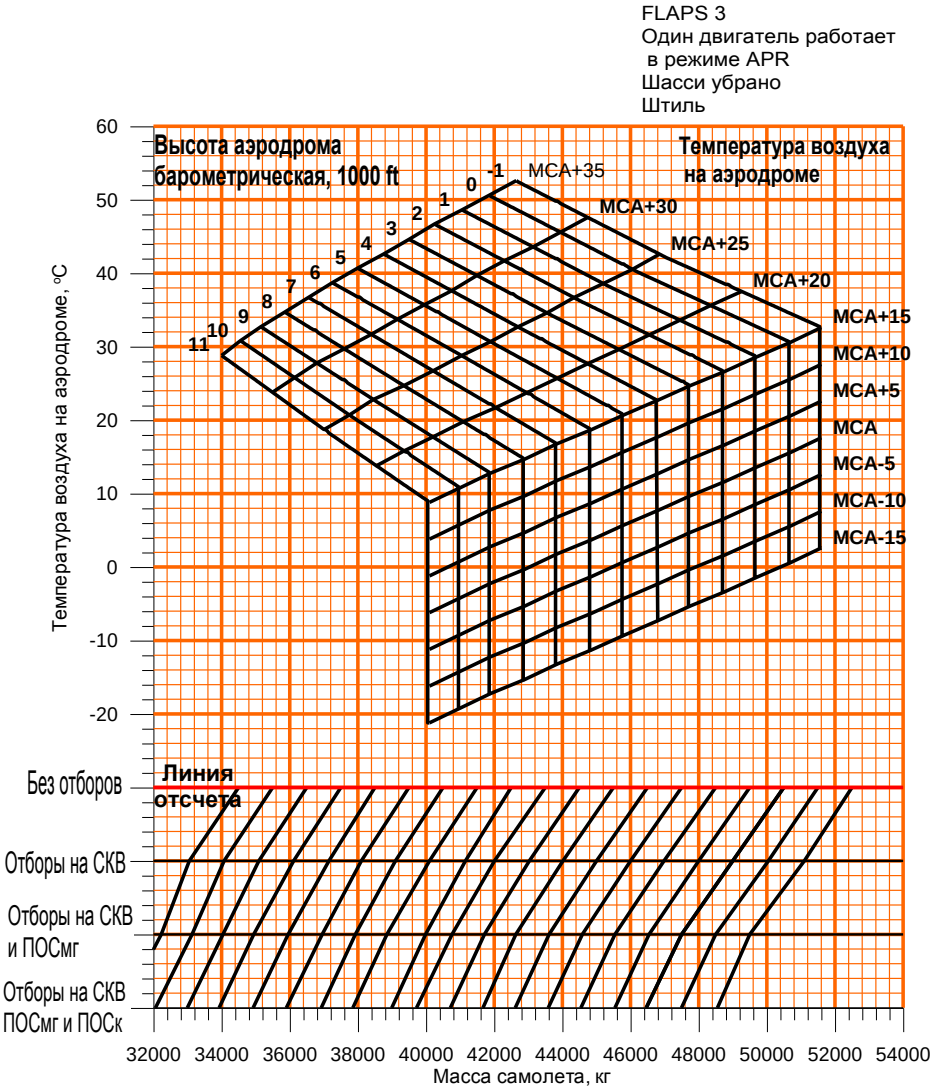


Рисунок 4.10. 19

Определение максимальной посадочной массы, ограниченной градиентом набора высоты 2,5%

FLAPS 2
Один двигатель работает в режиме APR
Шасси убрано
Штиль

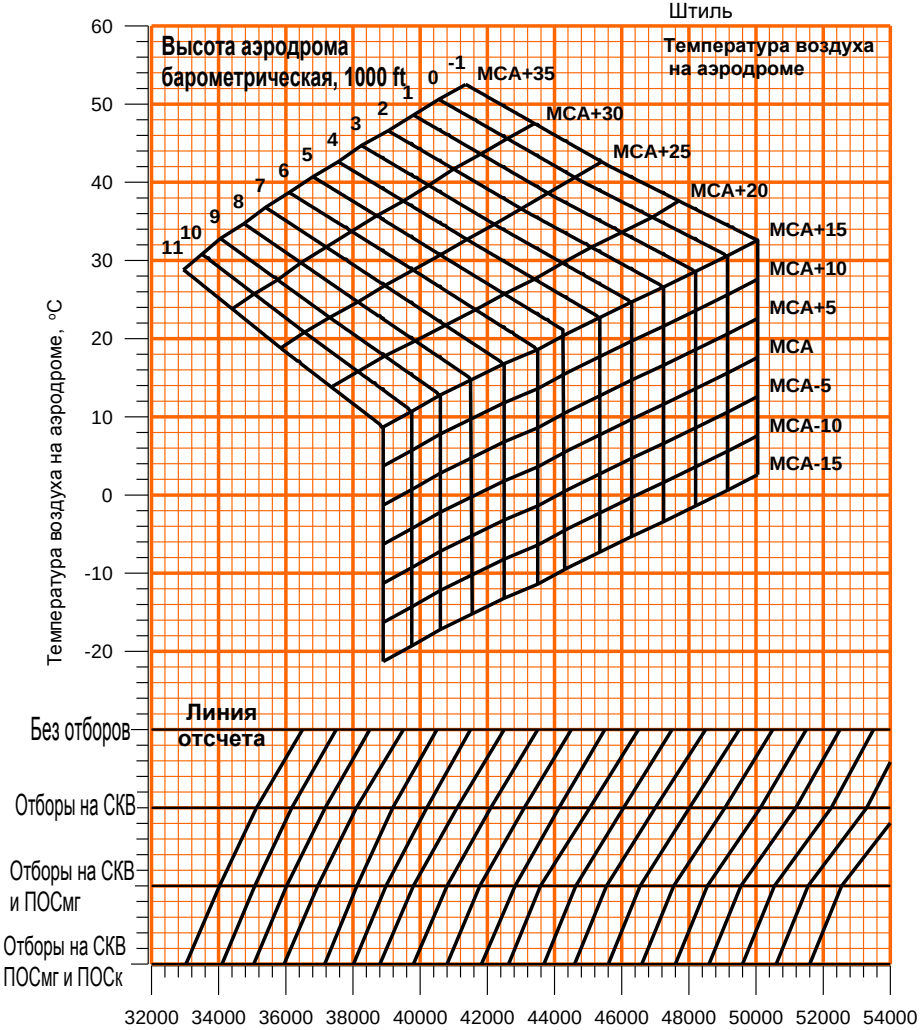


Рисунок 4.10. 20

4.10.16 ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПОЛНЫХ ГРАДИЕНТОВ НАБОРА ВЫСОТЫ ПРИ УХОДЕ НА ВТОРОЙ КРУГ С ОДНИМ НЕРАБОТАЮЩИМ ДВИГАТЕЛЕМ

КОНФИГУРАЦИЯ FLAPS 2
ОДИН ДВИГАТЕЛЬ В РЕЖИМЕ APR
ШТИЛЬ

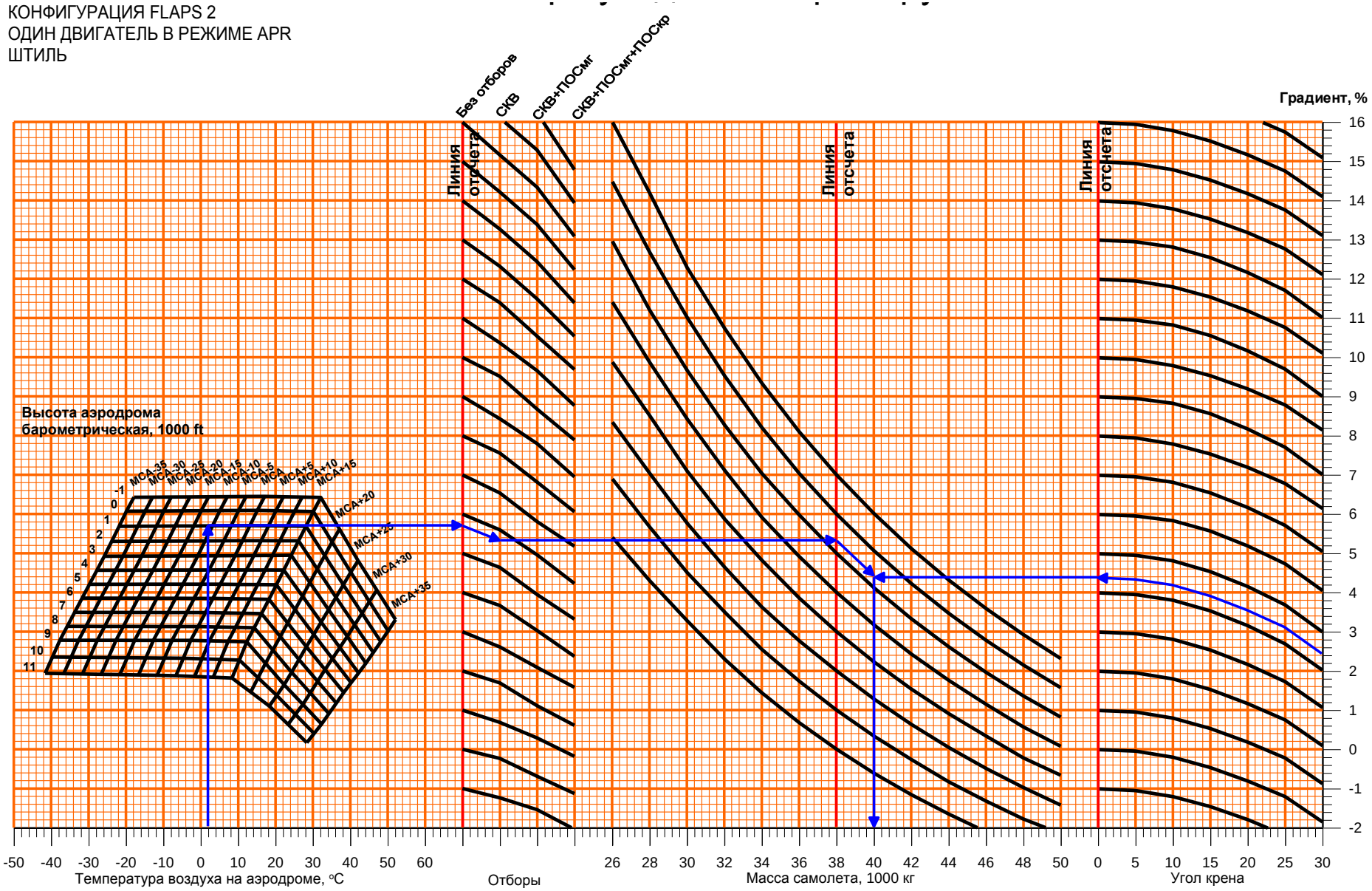


Рисунок 4.10. 21

4.10.17 ПОТРЕБНАЯ ПОСАДОЧНАЯ ДИСТАНЦИЯ

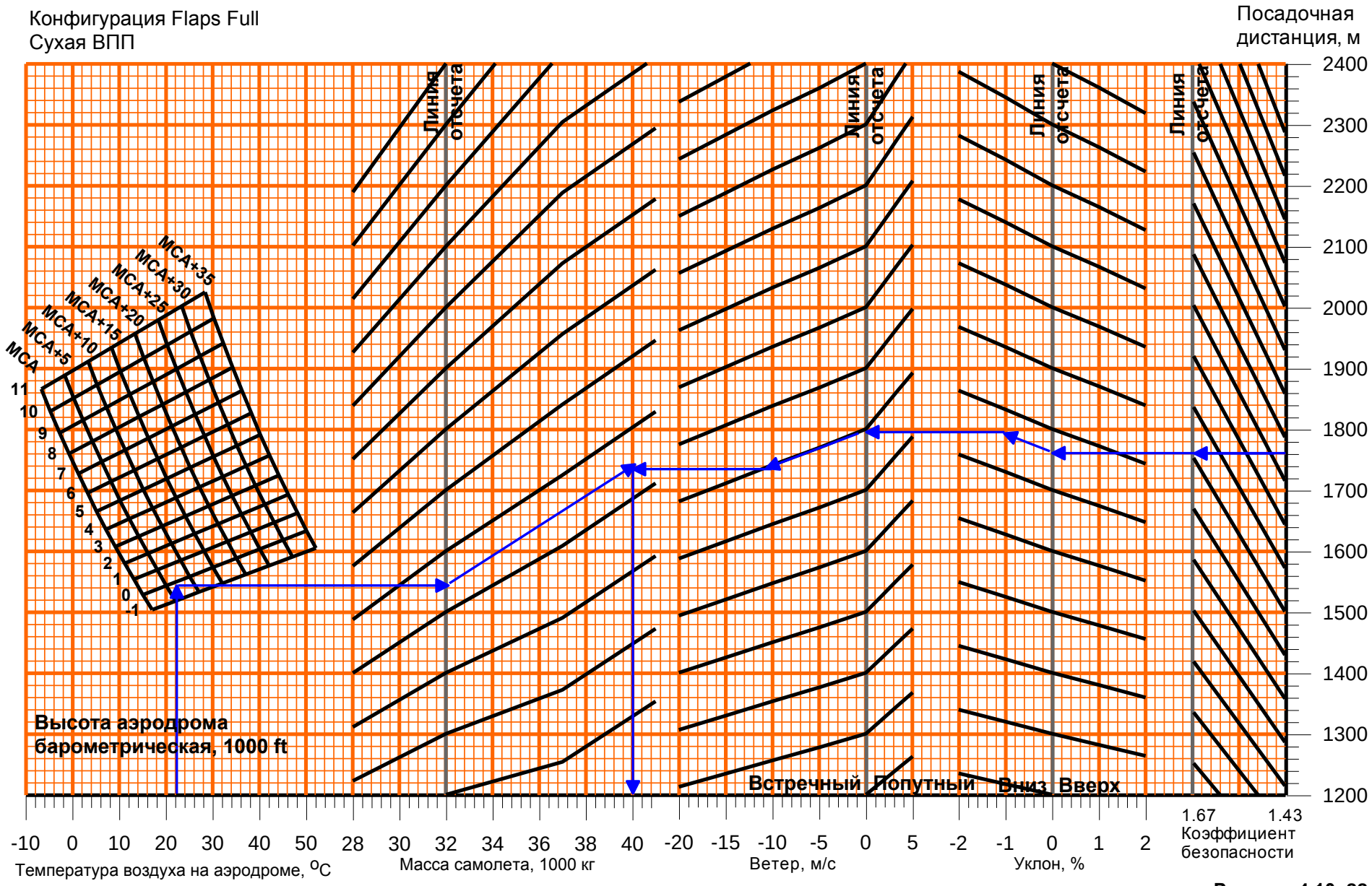


Рисунок 4.10. 22

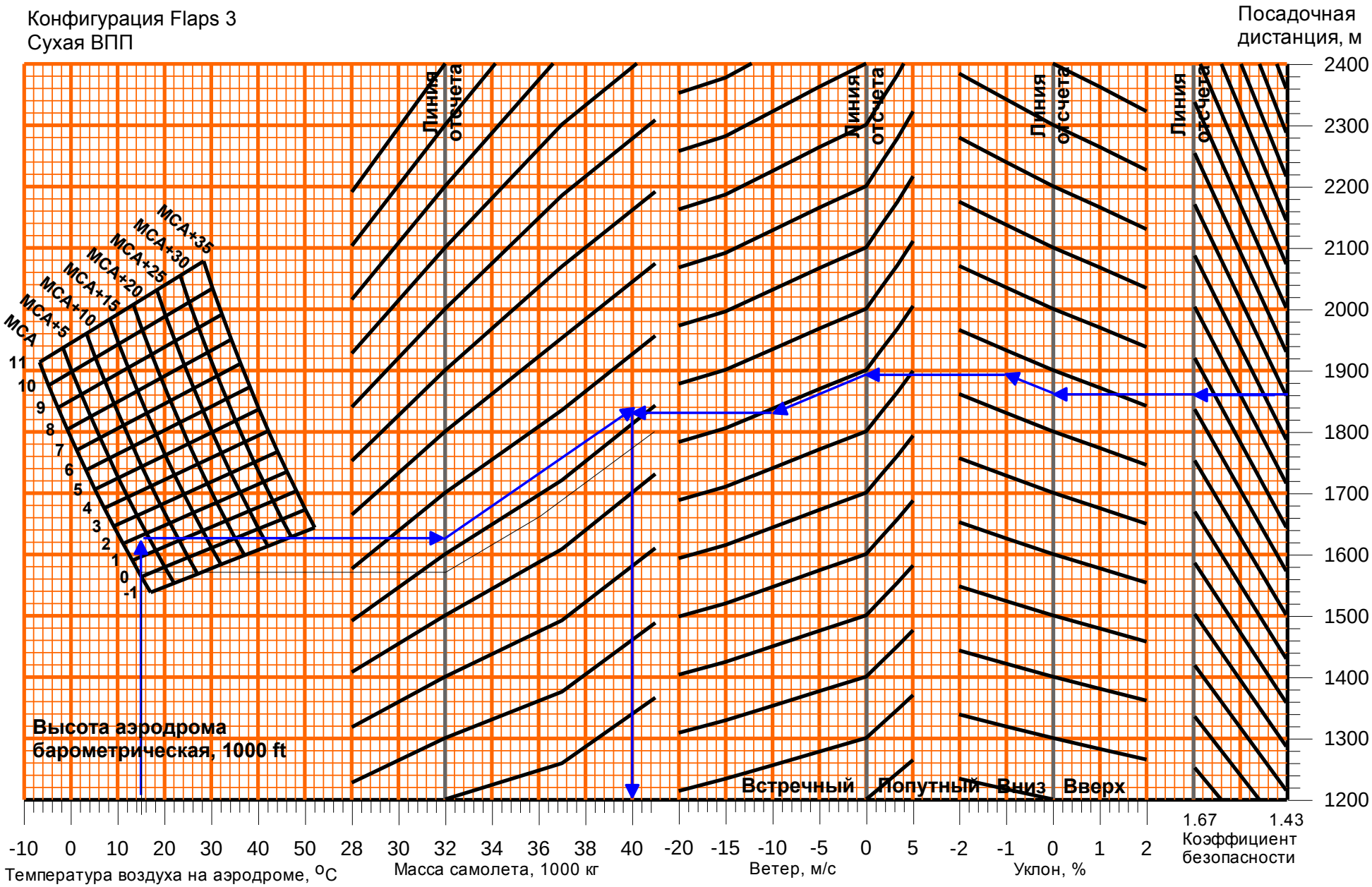


Рисунок 4.10. 23

Коэффициент коррекции длины посадочной дистанции

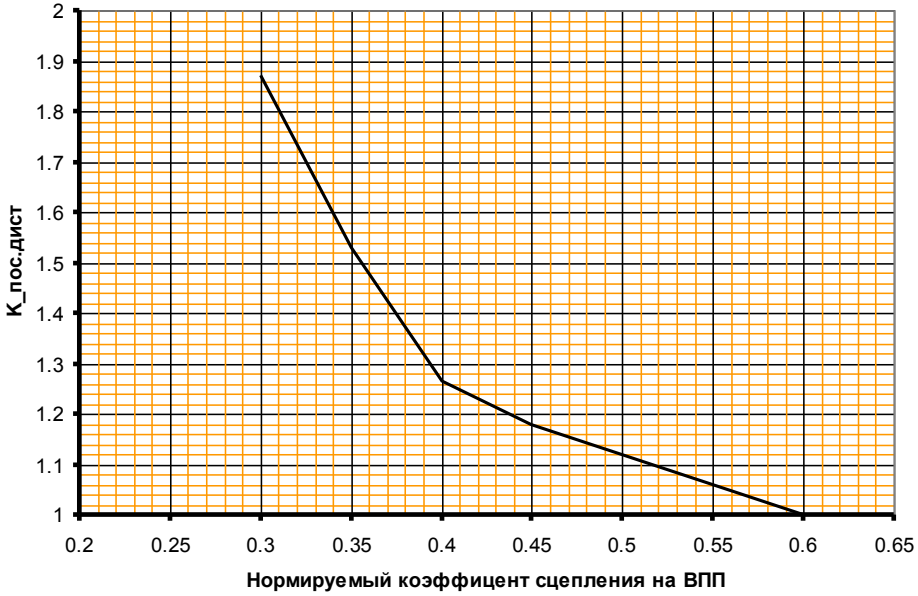


Рисунок 4.10. 24

4.11.00 ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПОТРЕБНОГО ЗАПАСА ТОПЛИВА

Факторы, влияющие на определение основного запаса топлива перед вылетом:
- расстояние от аэродрома вылета до аэродрома посадки;
- эшелон полета;
- масса пустого самолета;
- температура на всех участках полета;
- ветер на эшелоне полета;
- коммерческая загрузка;
- время работы APU на земле
- время работы двигателей на земле (с учетом руления)
- невырабатываемый остаток топлива
- Факторы, влияющие на определение аэронавигационного запаса топлива (АНЗ):
  - удаленность запасного аэродрома;
  - ветер на эшелоне полета (попутный не учитывается);
  - температура на всех участках полета;
  - время и высота полета в режиме ожидания над запасным аэродромом;
  - величина компенсационного запаса топлива (не менее 3% от ОЗТ).

При определении компенсационного запаса топлива необходимо учитывать полёт в условиях обледенения.

Формула расчета топлива на полет:

G t = (G1+G2)/KD+G3

KD=F/T

Где:

G t – Потребный запас топлива;

G1 – Основной запас топлива;

G2 – Аэронавигационный запас (в соответствии с планом полета);

G3 – Невырабатываемый остаток топлива;

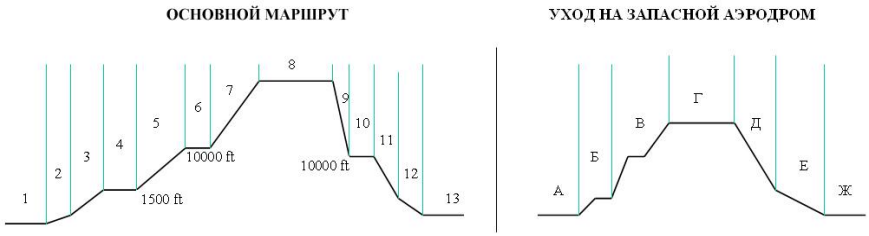
KD – Коэффициент топливной деградации самолёта;

F – Фактическая удельная дальность;

T – Удельная дальность в лётном руководстве.

Характеристики расхода топлива каждого конкретного экземпляра самолета могут отличаться. Для точного планирования расхода топлива необходимо контролировать KD каждого экземпляра самолета на регулярной основе (не реже чем один раз в полгода).

Профиль полета



<u>Основной маршрут:</u>

1. Выруливание на исполнительный старт от момента запуска (не менее 9 минут); средний расход топлива 200 кг.
2. Взлет - начальный сегмент до высоты 35 ft;
3. Окончание взлета (достижение высоты не менее 1500 ft); средний расход топлива 130 кг.
4. Разгон до скорости набора высоты V = 250 kt.
5. Набор высоты 10000 ft на постоянной скорости V = 250 kt.
6. Увеличение скорости набора до V = 280 kt.
7. Набор высоты на постоянной на скорости V = 280 kt, с переходом на высоте 32500 ft на постоянное число M = 0,78
8. Крейсерский полет на постоянном числе M=0.78.
9. Снижение до 10000 ft на постоянном числе M = 0,78 с переходом на постоянную скорость V = 280 kt.
10. Уменьшение скорости до V = 250 kt.
11. Снижение на скорости 250 kt до 1500 ft.
12. Заход на посадку и посадка; средний расход топлива 180 кг.
13. Заруливание на стоянку (не менее 5 минут, топливо берется из АНЗ) средний расход топлива 80 кг.

Уход на запасной аэродром:

А. КЗТ (не менее 3% от расхода топлива на маршруте);

Б. Уход на 2-ой круг с ВПР;

В. Набор высоты;

Г. Горизонтальный полет;

Д. Снижение;

Е. Заход на посадку и посадка;

Ж. Полет в зоне ожидания в течение не менее 30 минут на высоте круга 1500 ft.

Определение топлива для УХОДА НА ЗАПАСНОЙ АЭРОДРОМ проводить по следующей схеме:

1. Определить вес самолета в конце полета до запасного аэродрома GW как сумму:
   GW=OEW+P/L+FOB.

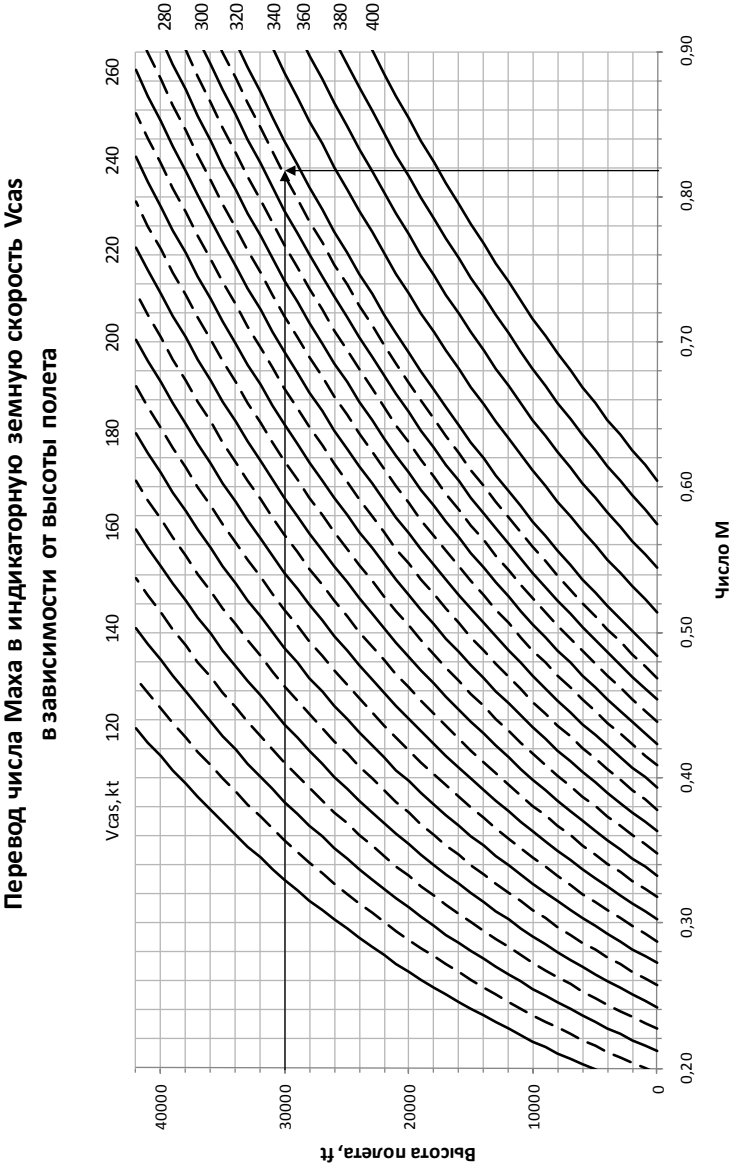
   Здесь:
   OEW – вес пустого снаряженного самолета;
   P/L – вес коммерческой нагрузки на борту;
   FOB – заданный остаток топлива на борту при посадке на запасном аэродроме.
2. По весу самолета в конце полета на запасной аэродром и заданному удалению до запасного аэродрома определить потребное топливо для перелета от аэродрома назначения до запасного аэродрома DF (diversion fuel) – разд. 4.11.02.
3. По весу самолета в конце полета определить высоту крейсерского полета при перелете до запасного аэродрома – разд. 4.11.02.
4. Для выбранной высоты крейсерского полета до запасного аэродрома из раздела 4.11.01 (рис. Удельная дальность) определить M_{LRC} при перелете до запасного аэродрома, используя в качестве опорного веса следующую сумму

   GW= OEW+P/L+FOB+0.5*DF+HF.

   Здесь:
   HF – топливо на полет на режиме ожидания (Holding Fuel) над запасным аэродромом - не менее 30 минут.

4.11.01 УСЛОВИЯ РАСЧЕТА

Двигатель: SaM146-1S17
Два двигателя работают



Топливо. Набор высоты крейсерского полета.

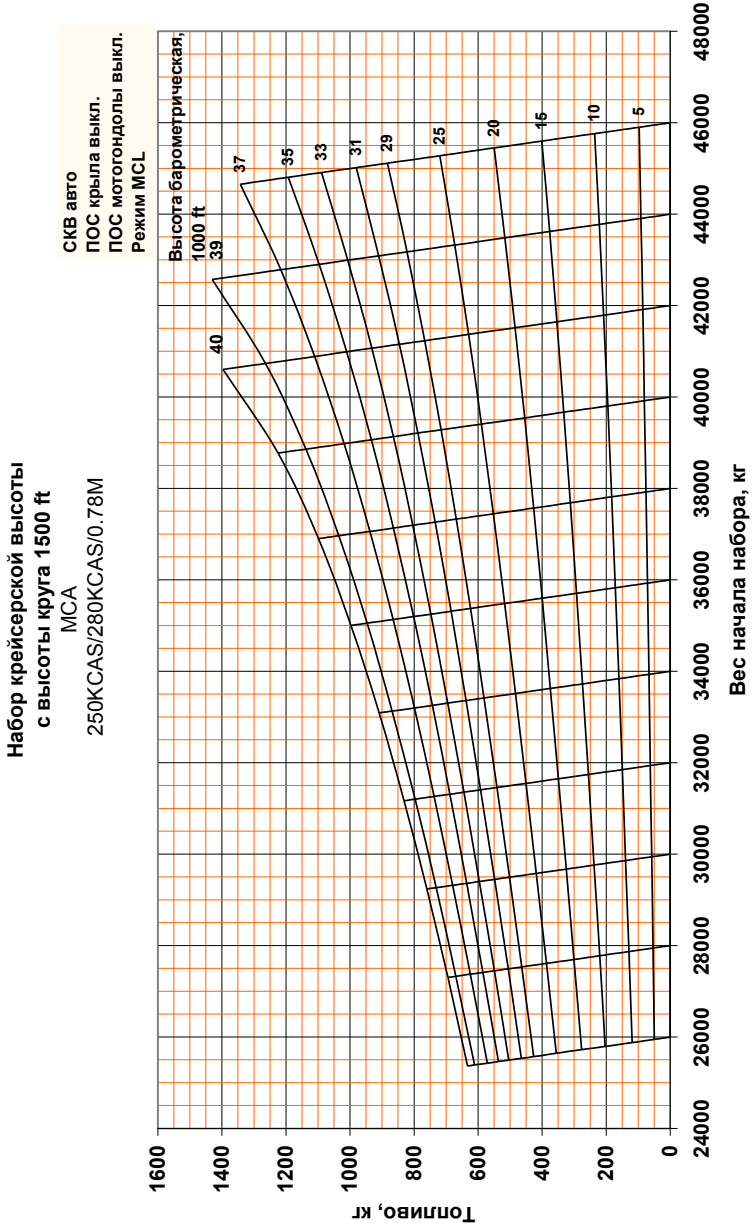


Рисунок 4.11. 1

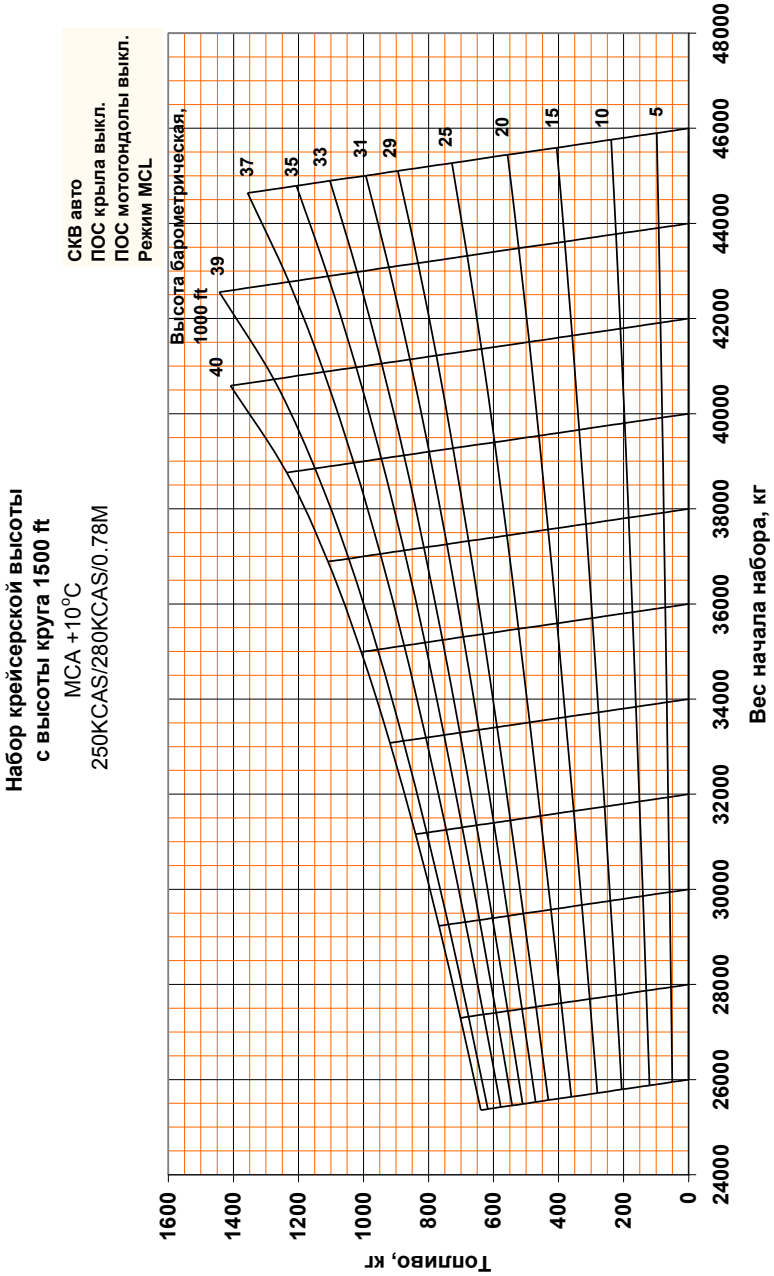


Рисунок 4.11. 2

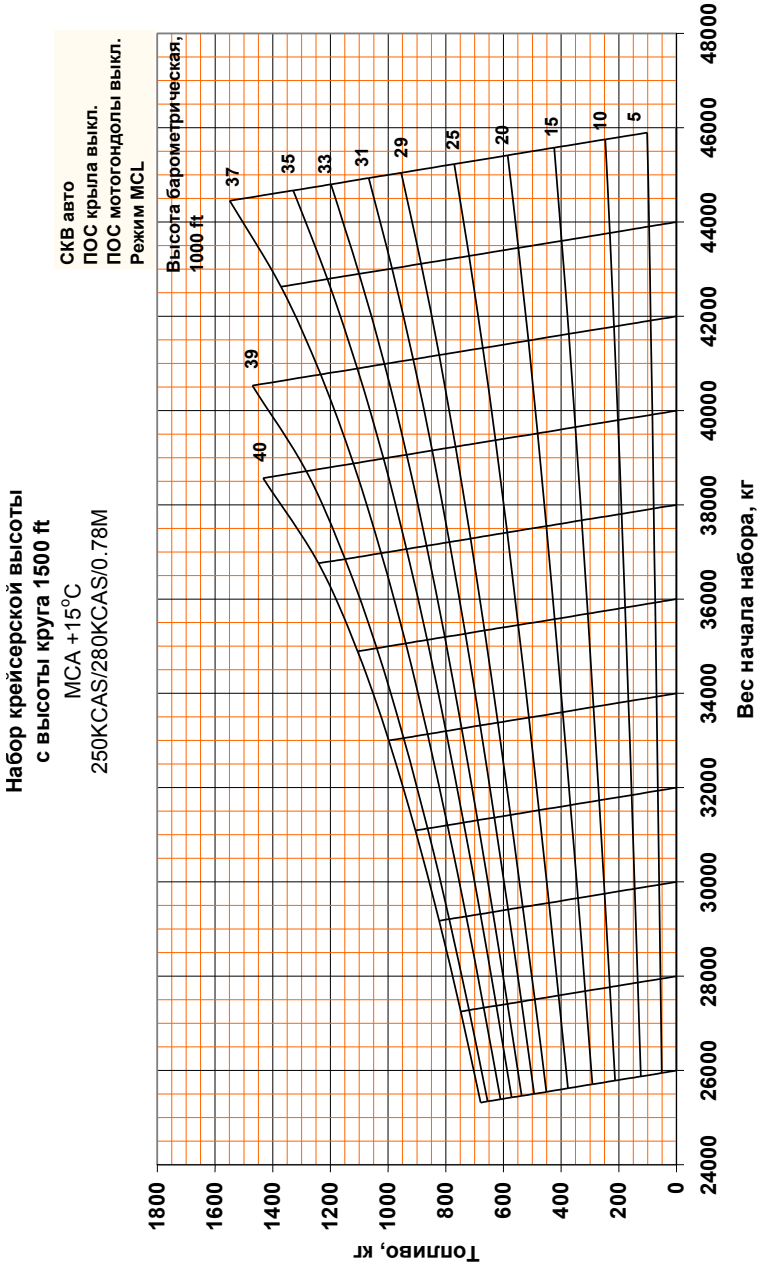


Рисунок 4.11. 3

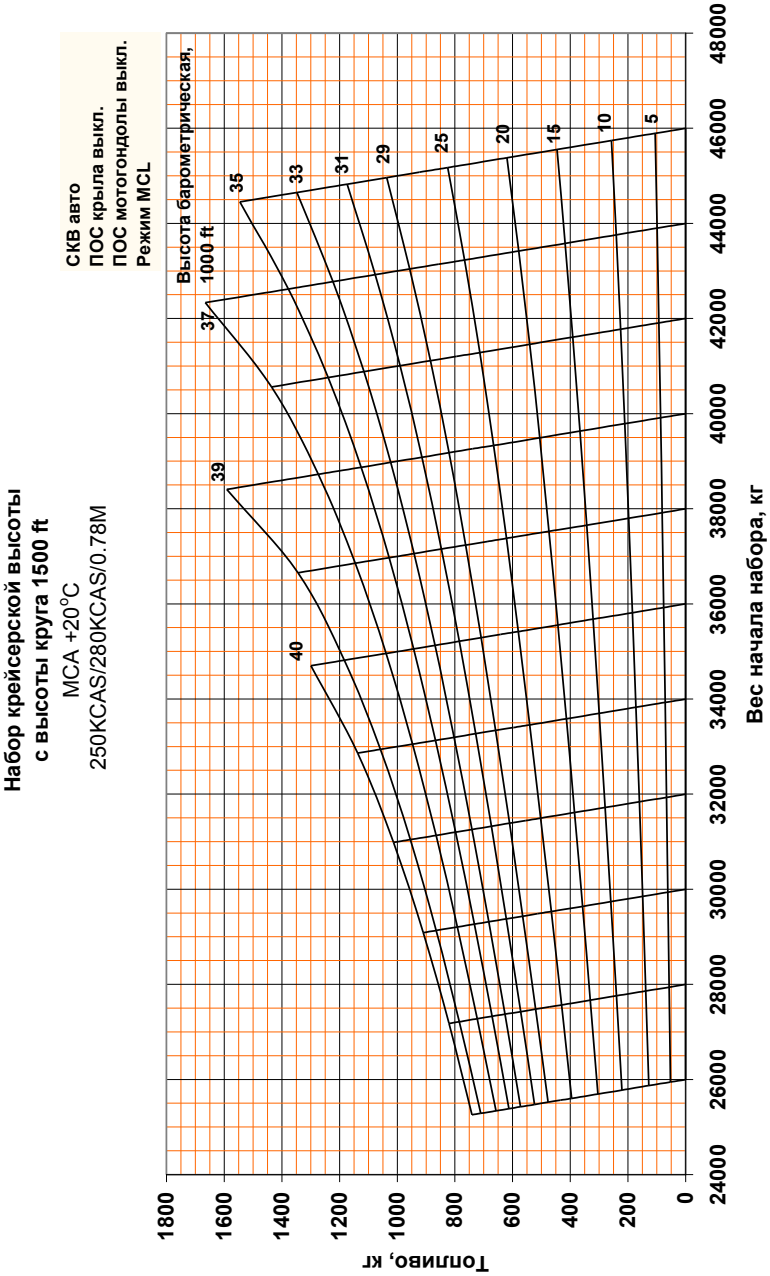


Рисунок 4.11. 4

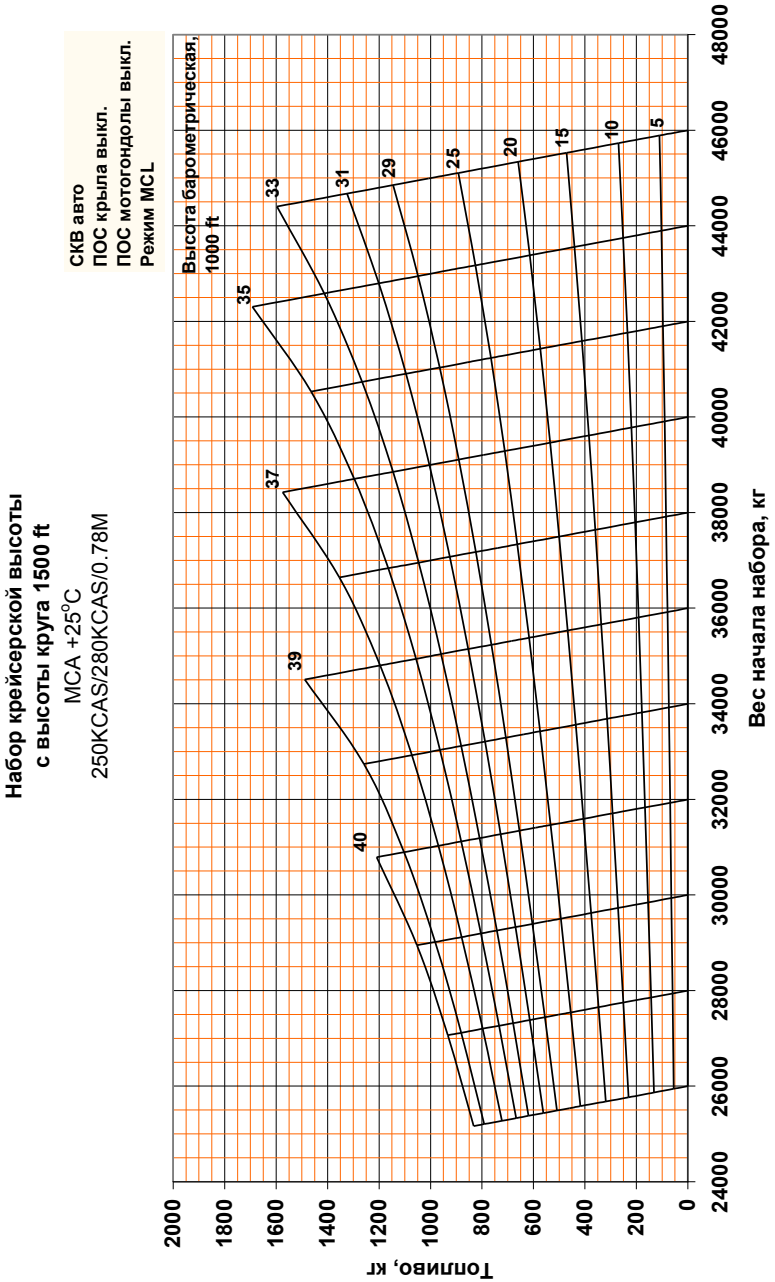


Рисунок 4.11. 5

Дистанция. Набор высоты крейсерского полета

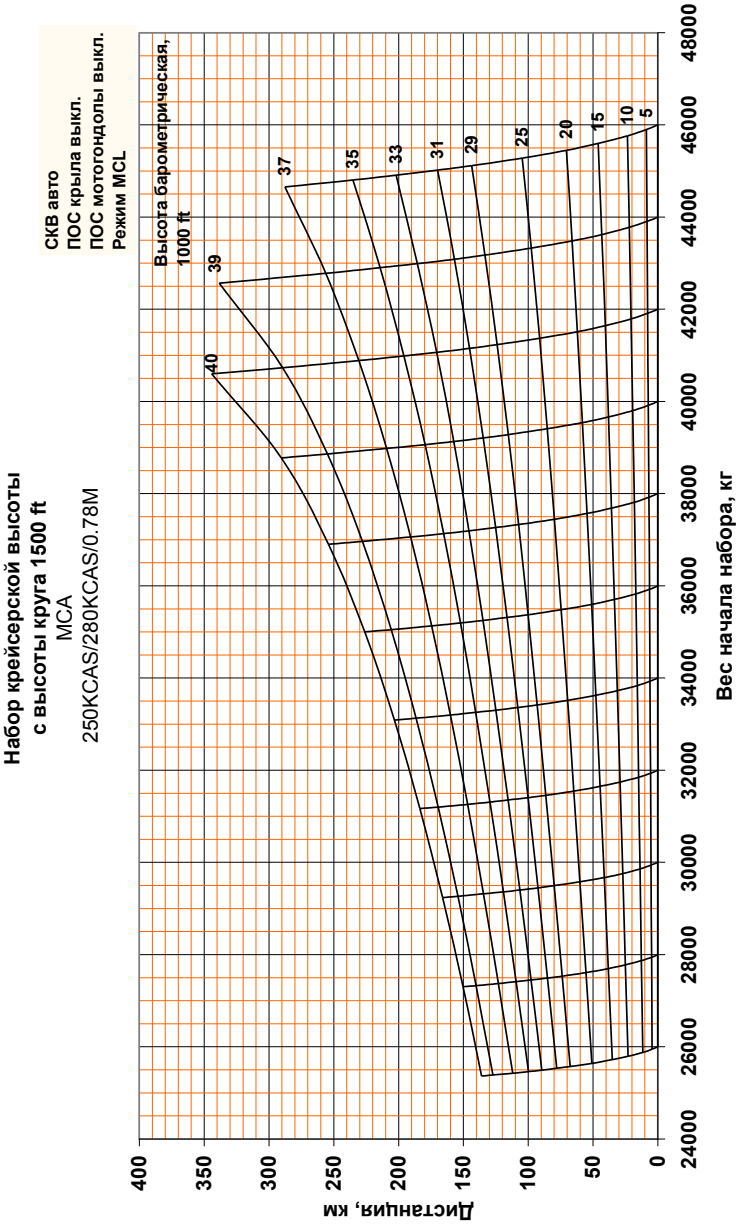


Рисунок 4.11. 6

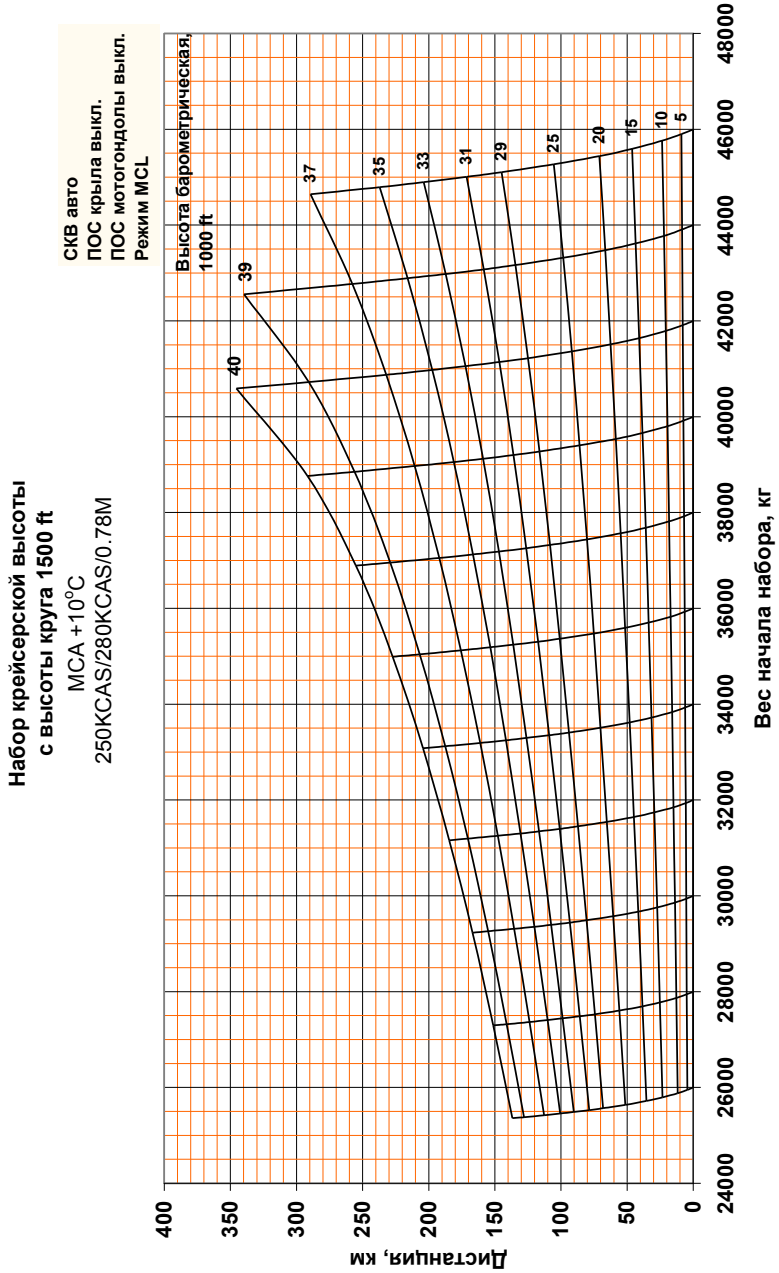


Рисунок 4.11. 7

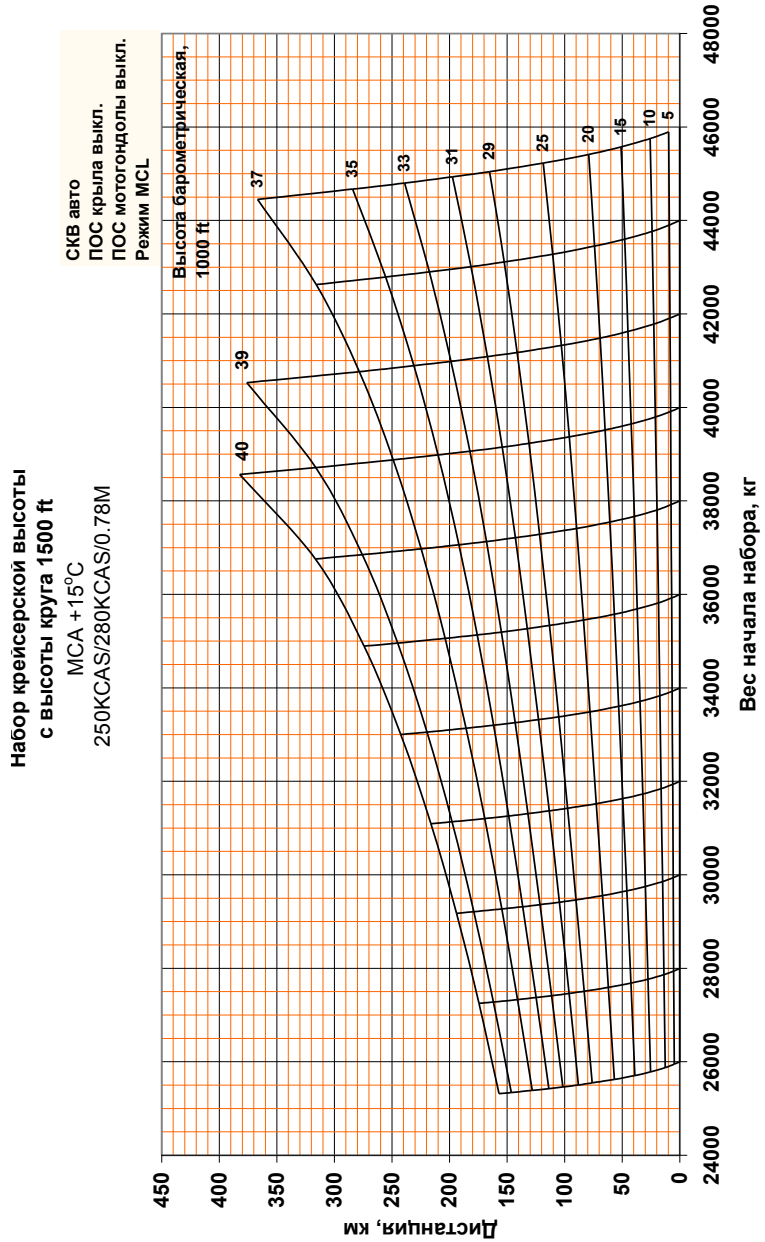


Рисунок 4.11. 8

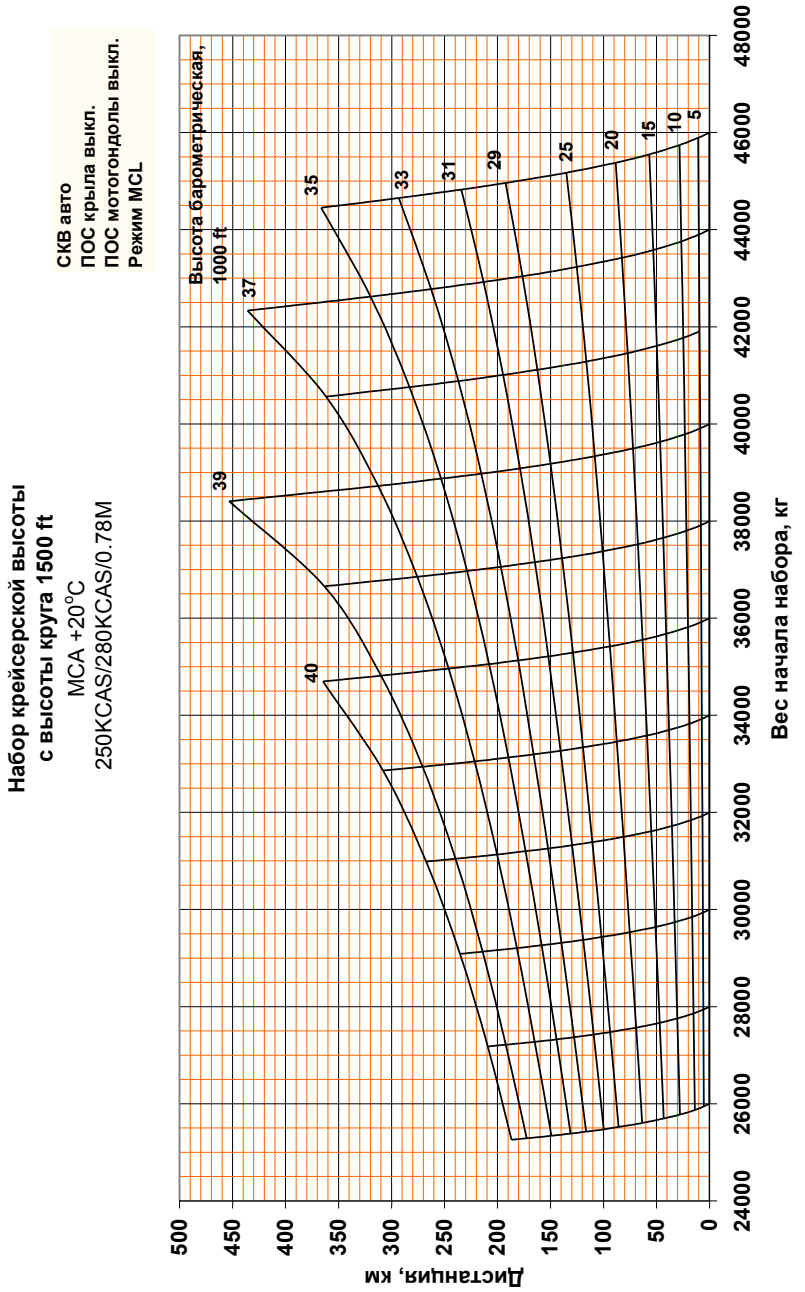


Рисунок 4.11. 9

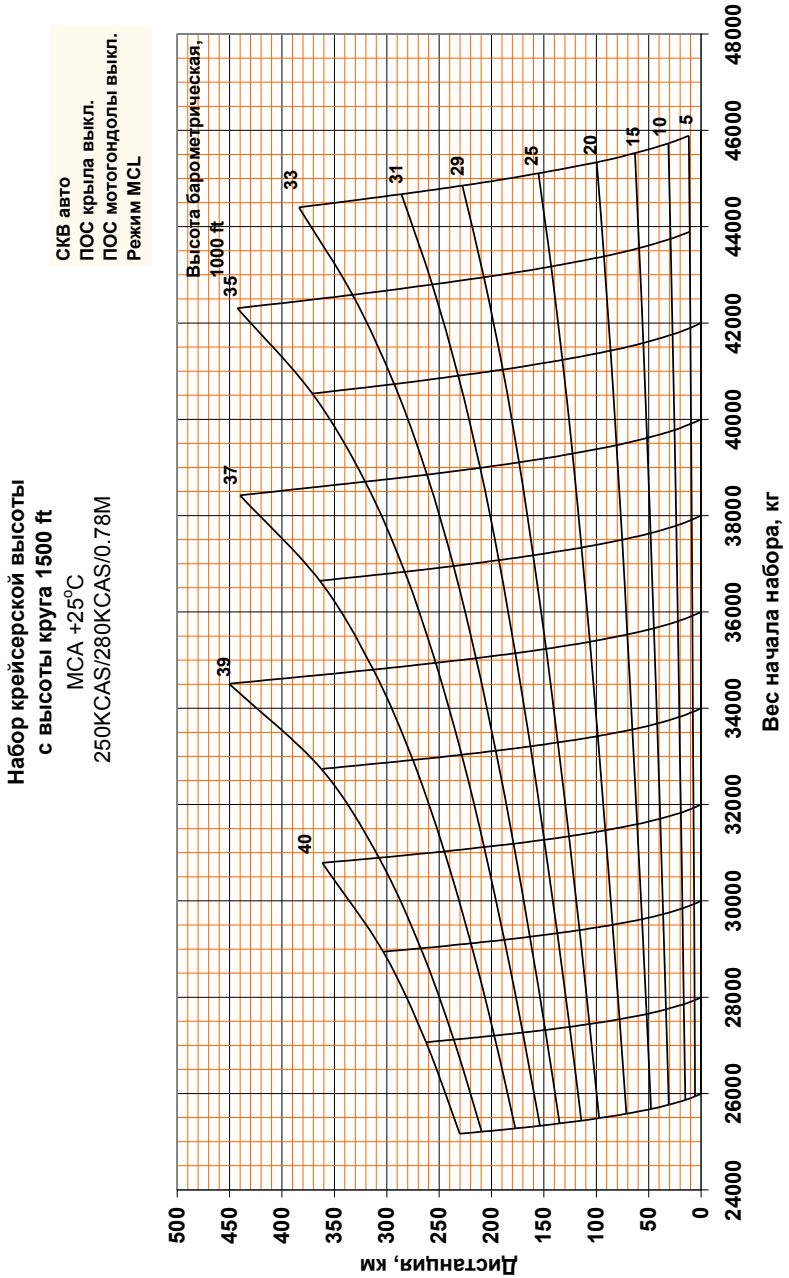


Рисунок 4.11. 10

Время. Набор высоты крейсерского полета.

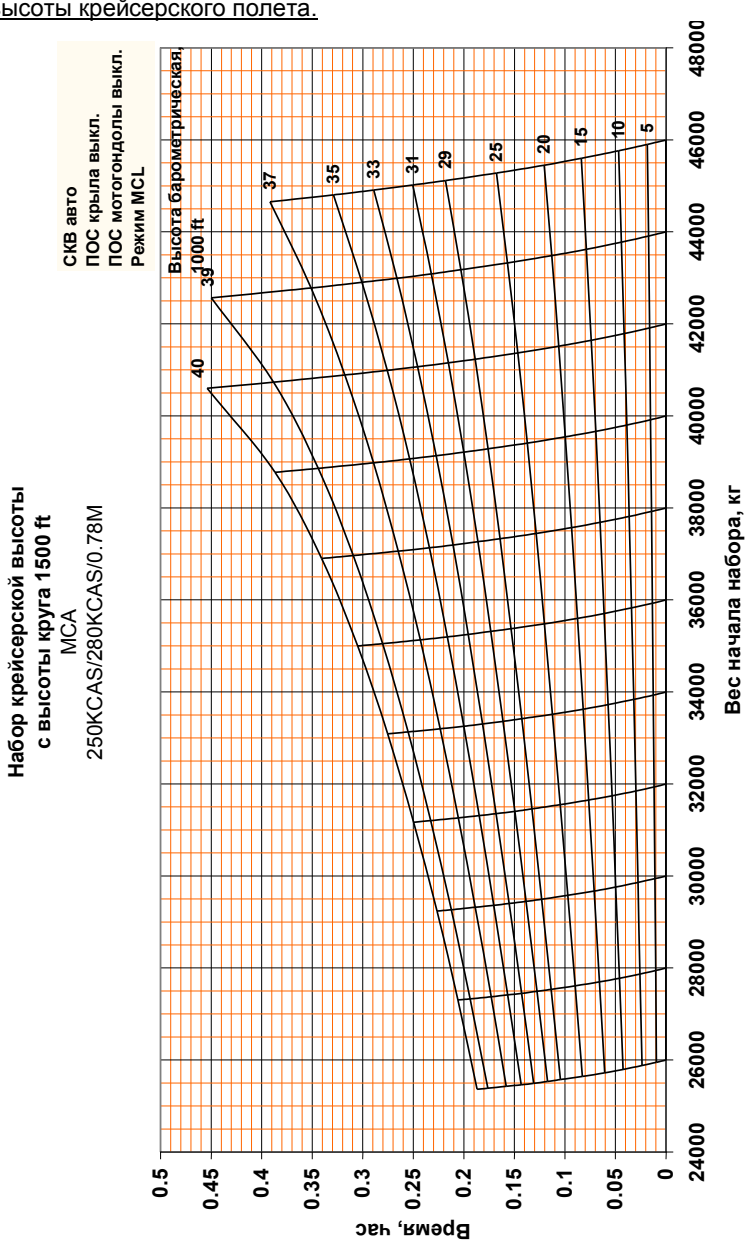


Рисунок 4.11. 11

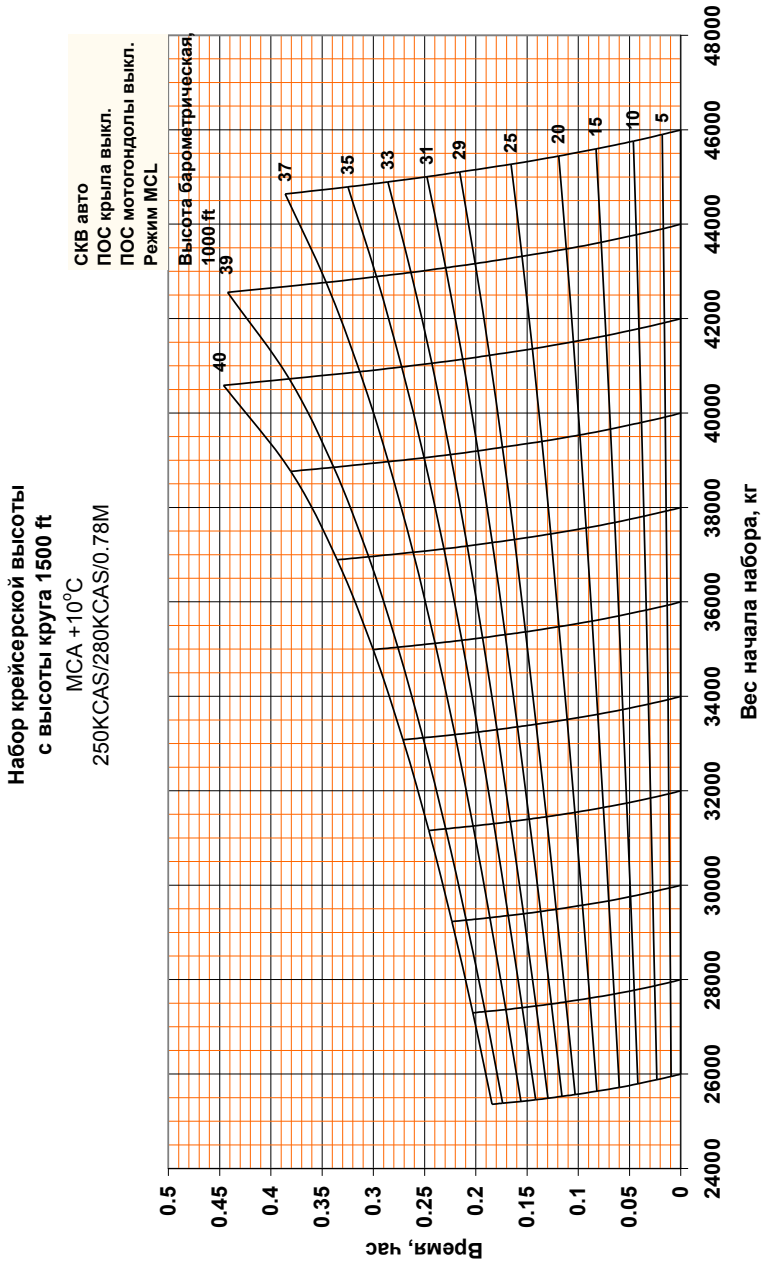


Рисунок 4.11. 12

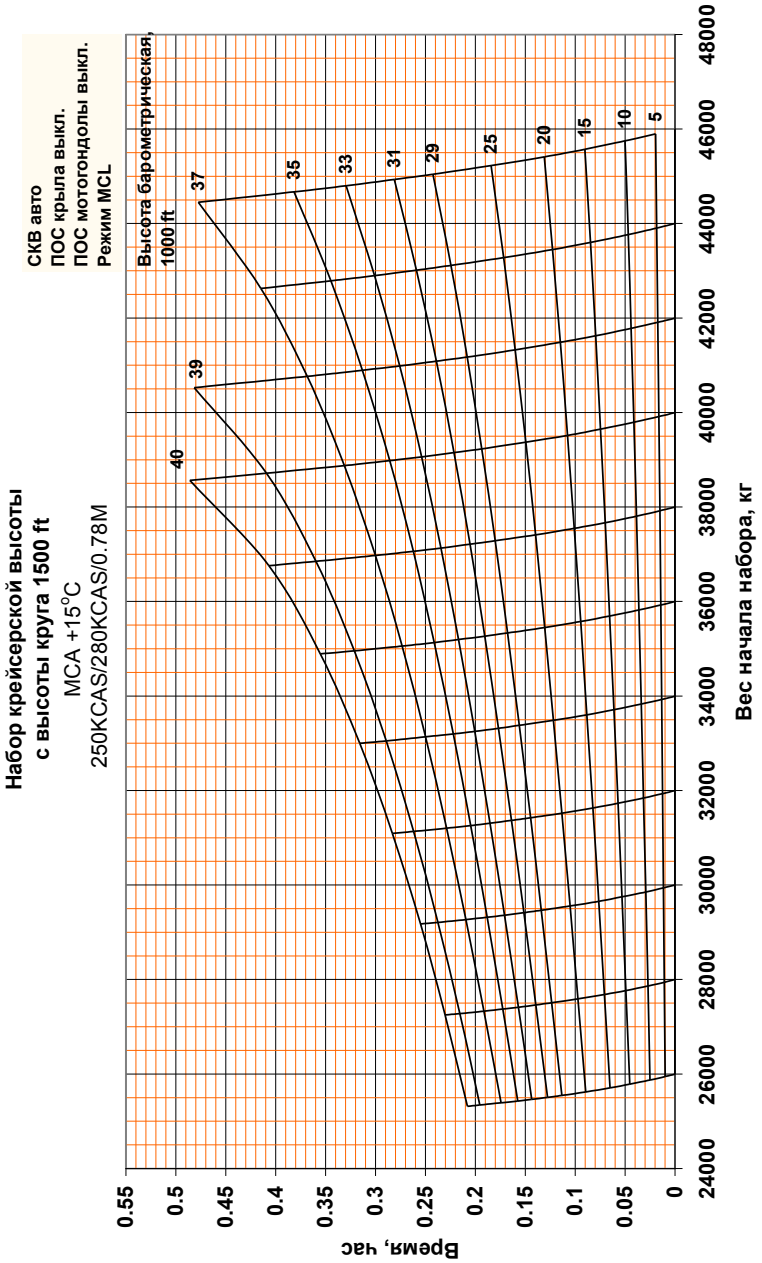


Рисунок 4.11. 13

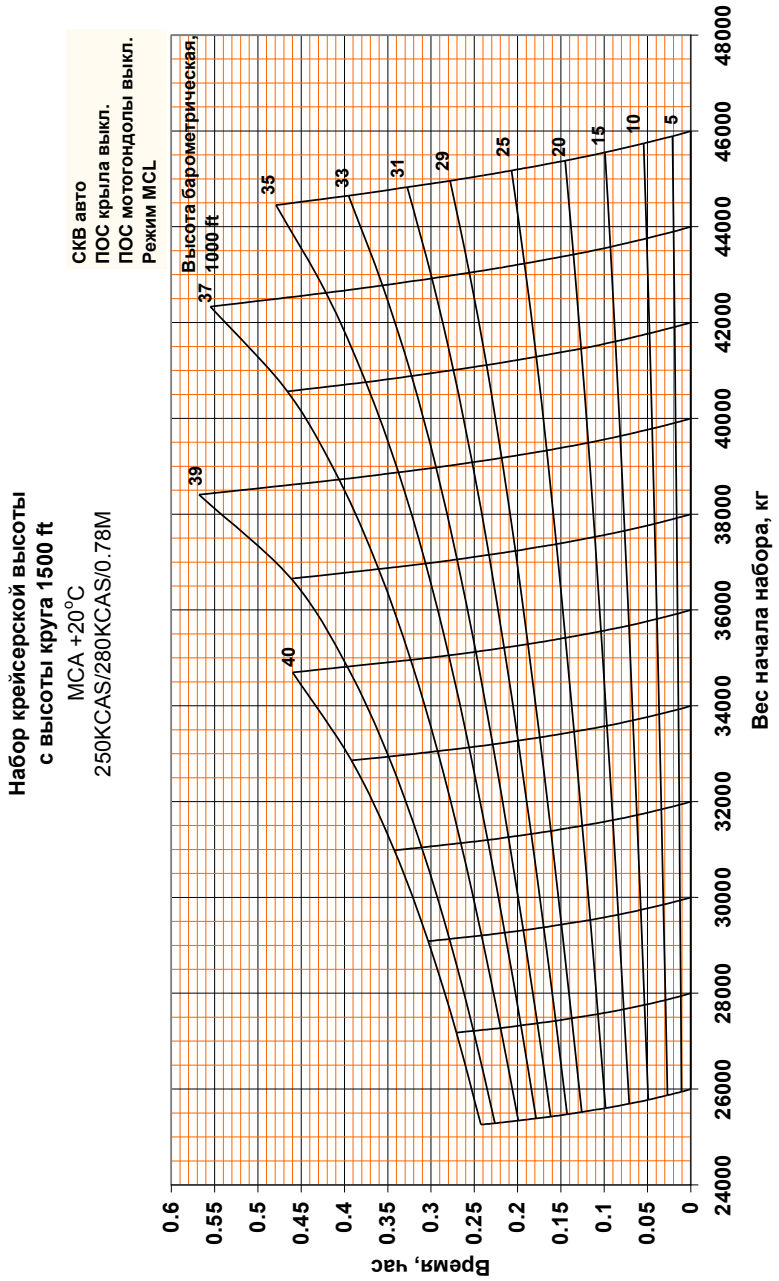


Рисунок 4.11. 14

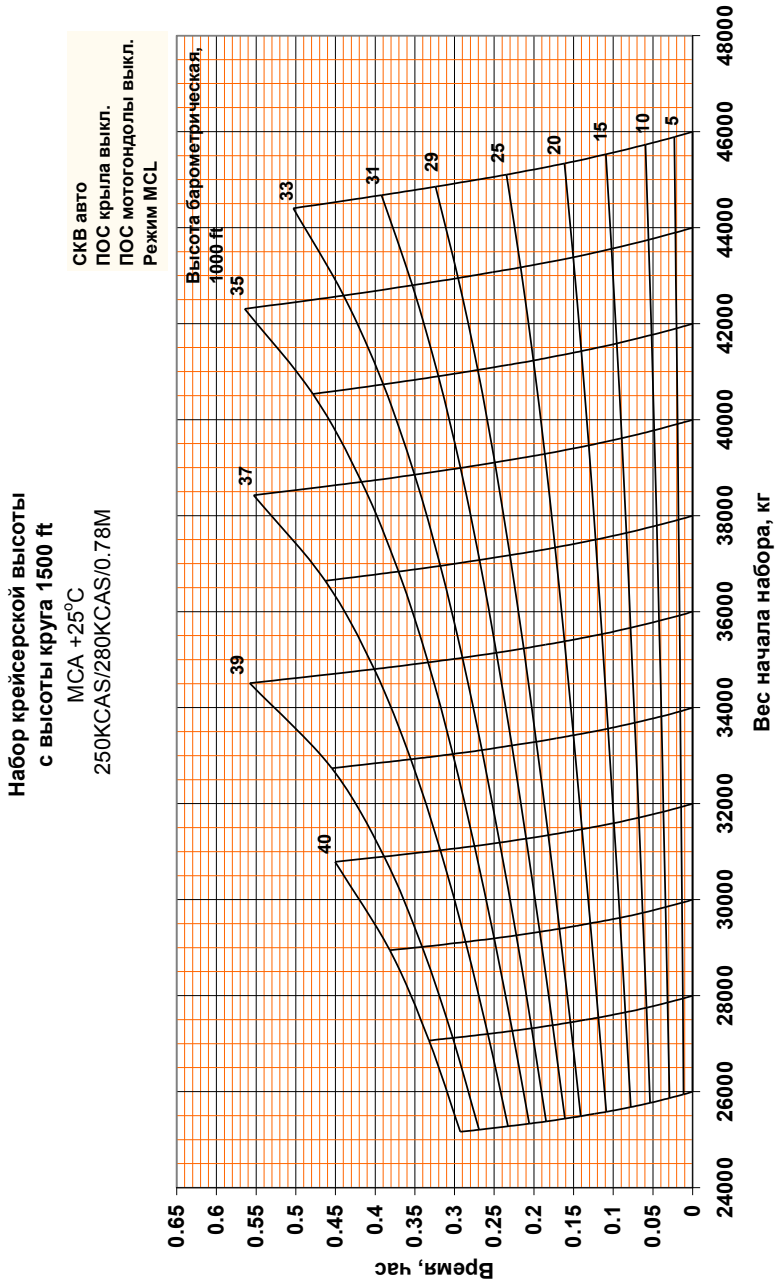


Рисунок 4.11. 15

Топливо. Снижение с высоты крейсерского полета
Действительно для всех температур

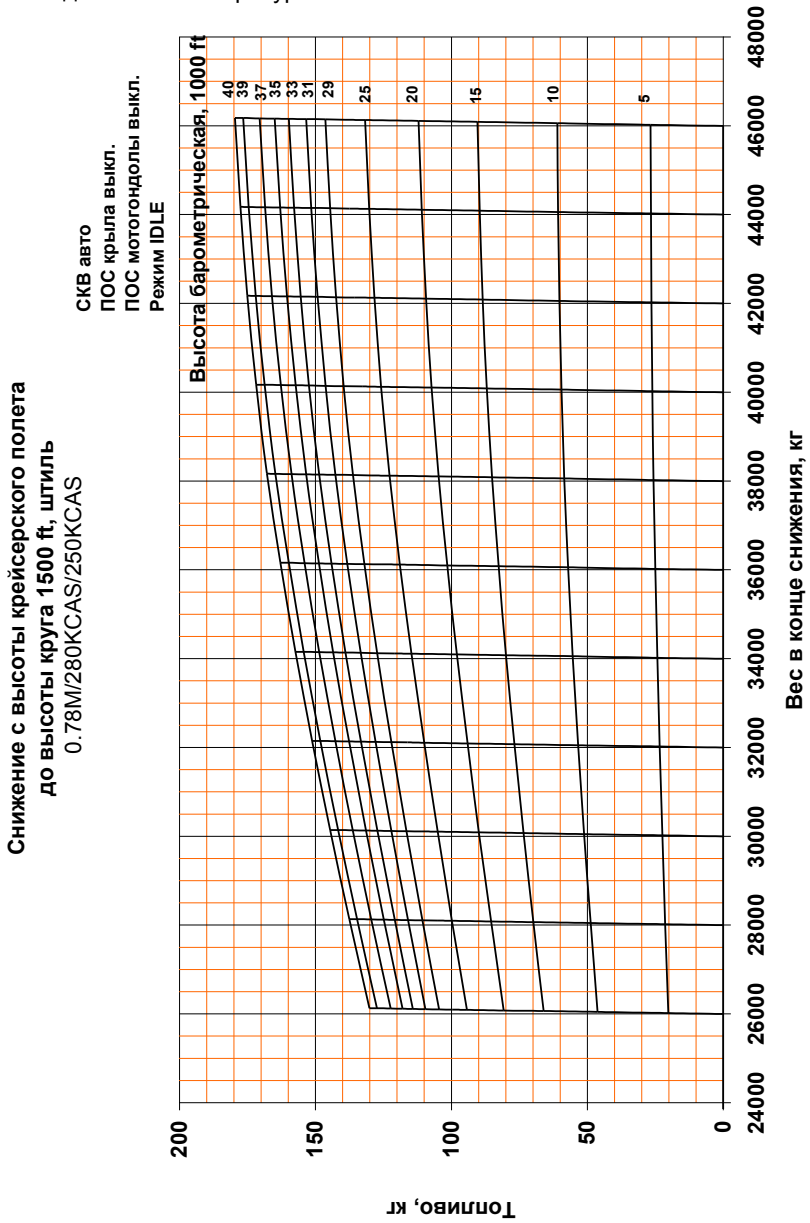


Рисунок 4.11. 16

Дистанция. Снижение с высоты крейсерского полета

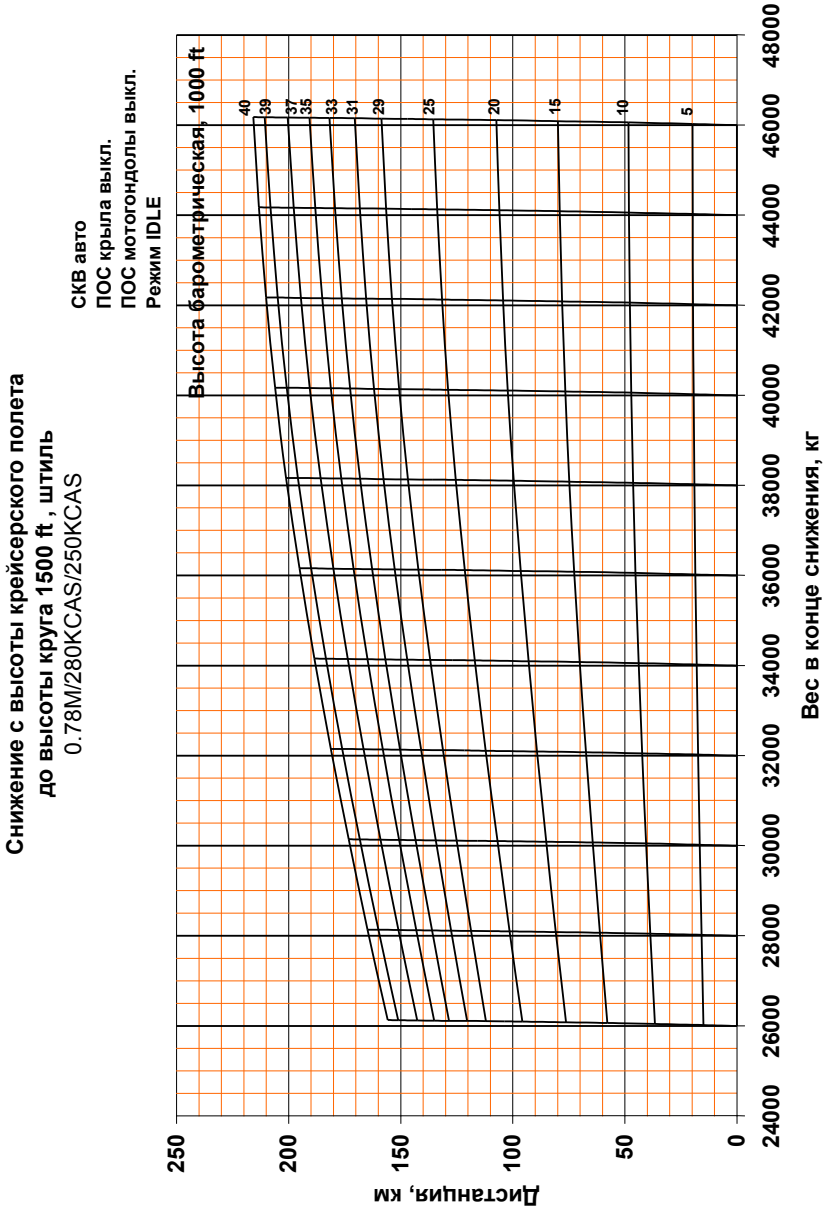


Рисунок 4.11. 17

Время. Снижение с высоты крейсерского полета

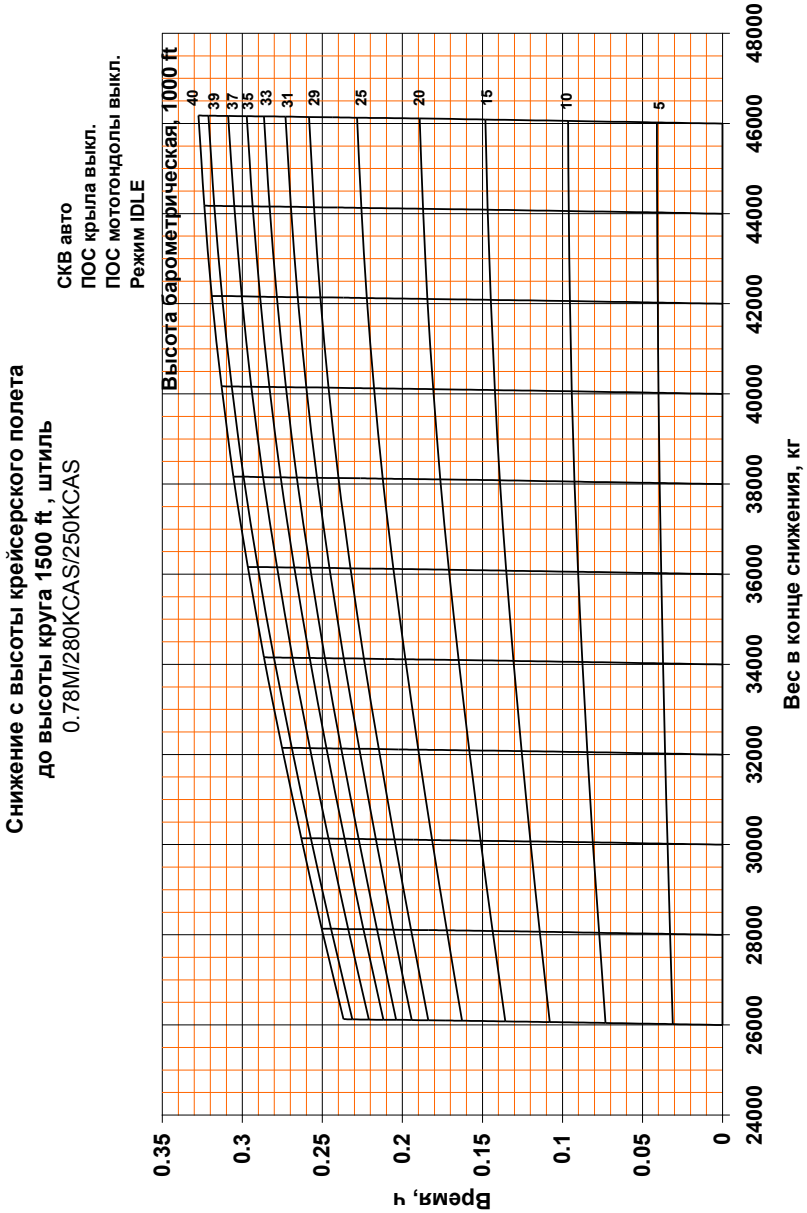


Рисунок 4.11. 18

Удельная дальность

Для коррекции на температуру, отличную от МСА, использовать таблицу температурных коэффициентов 4.11.1

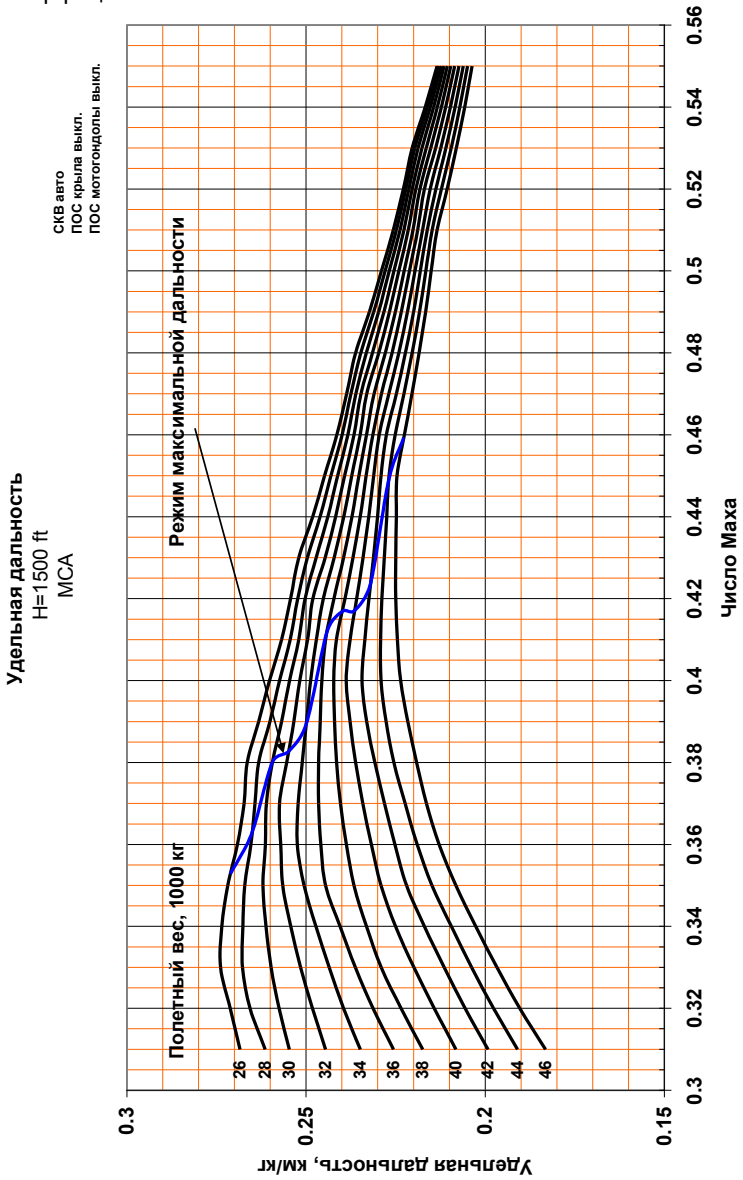


Рисунок 4.11. 19

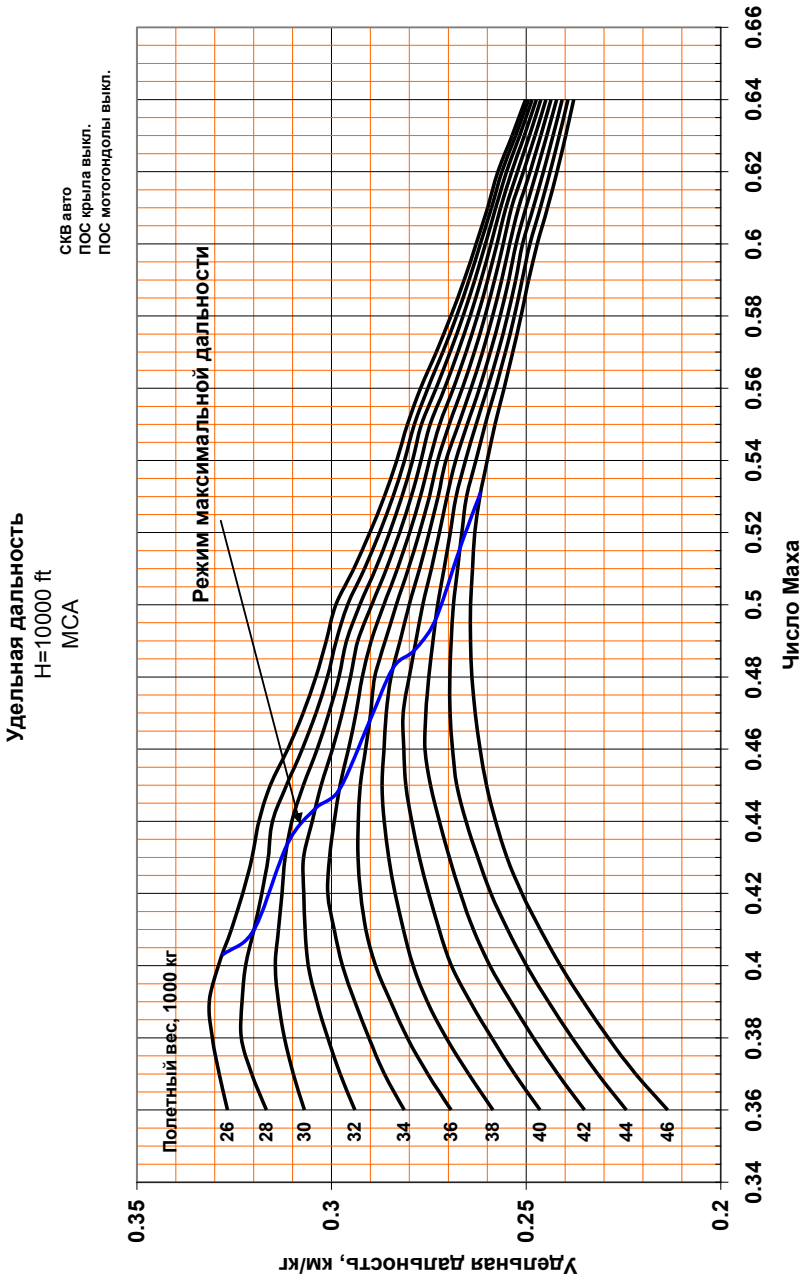


Рисунок 4.11. 20

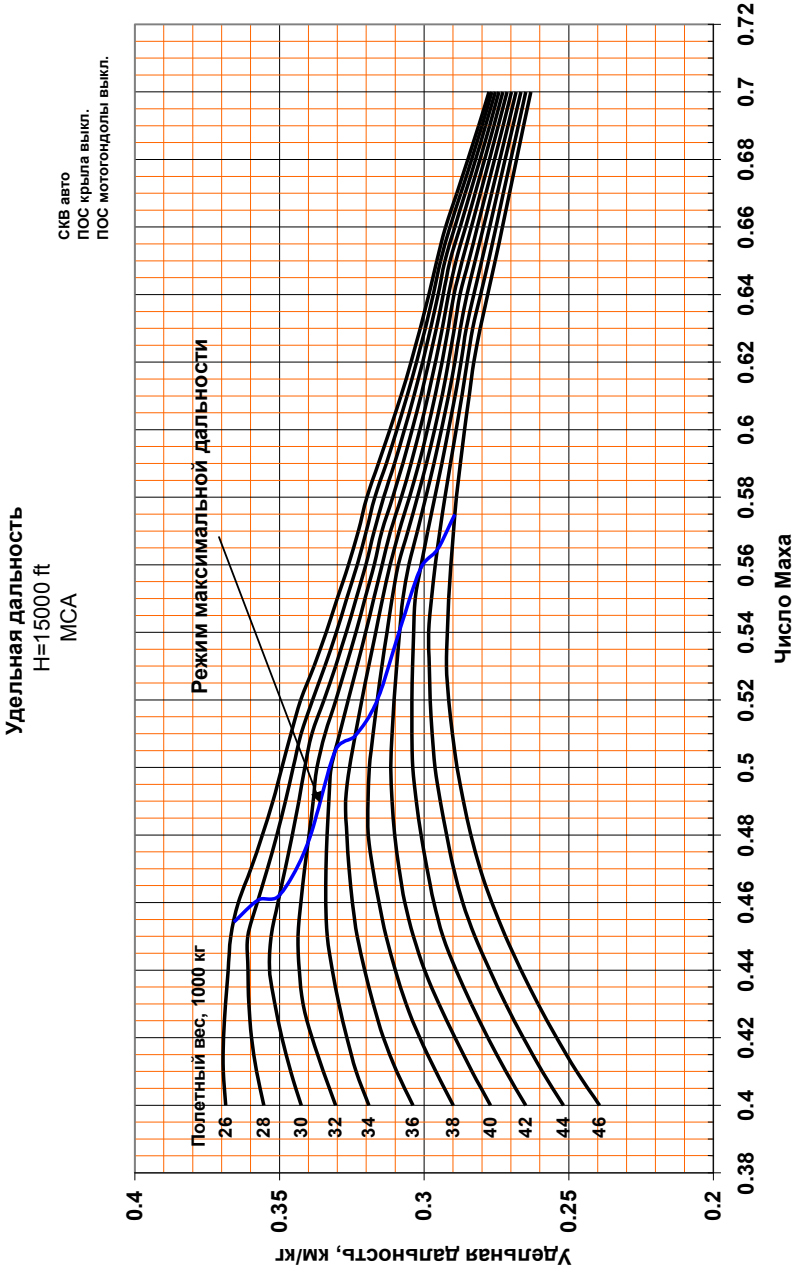


Рисунок 4.11. 21

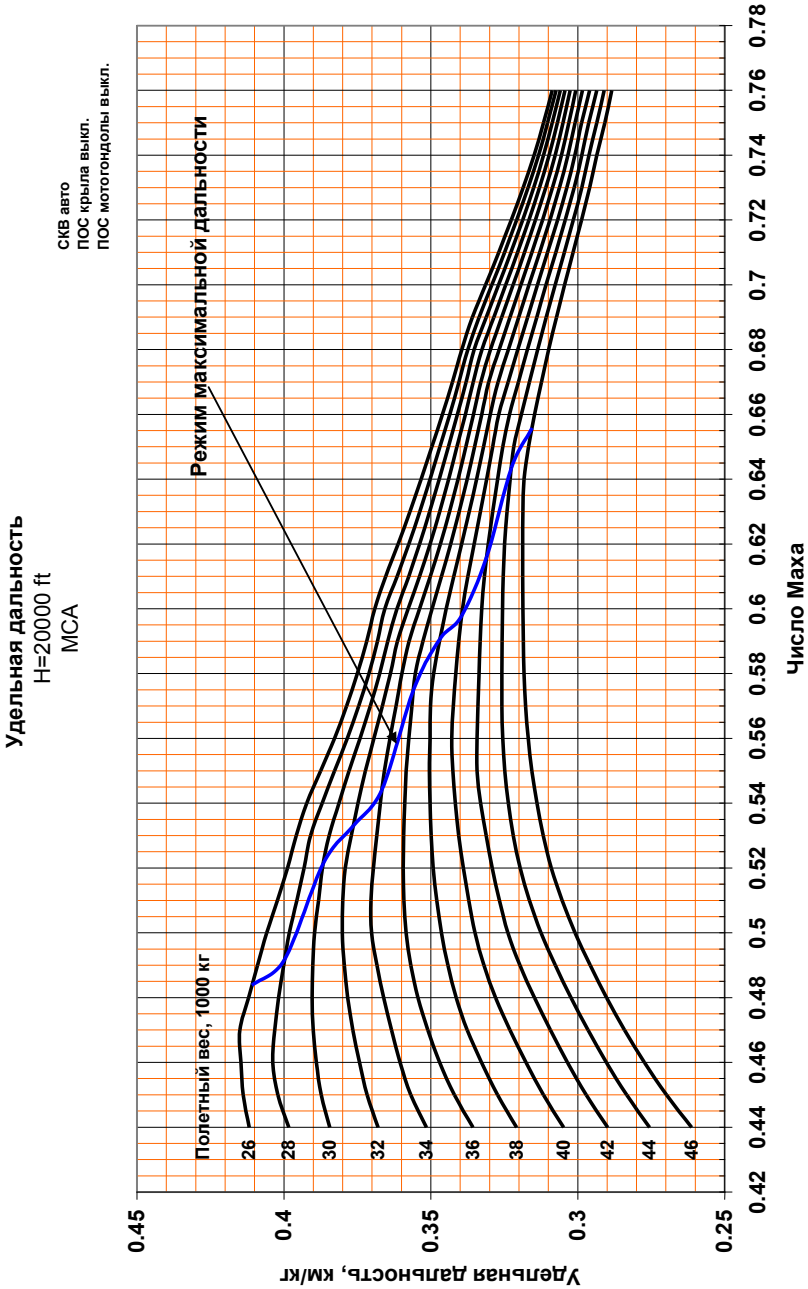


Рисунок 4.11. 22

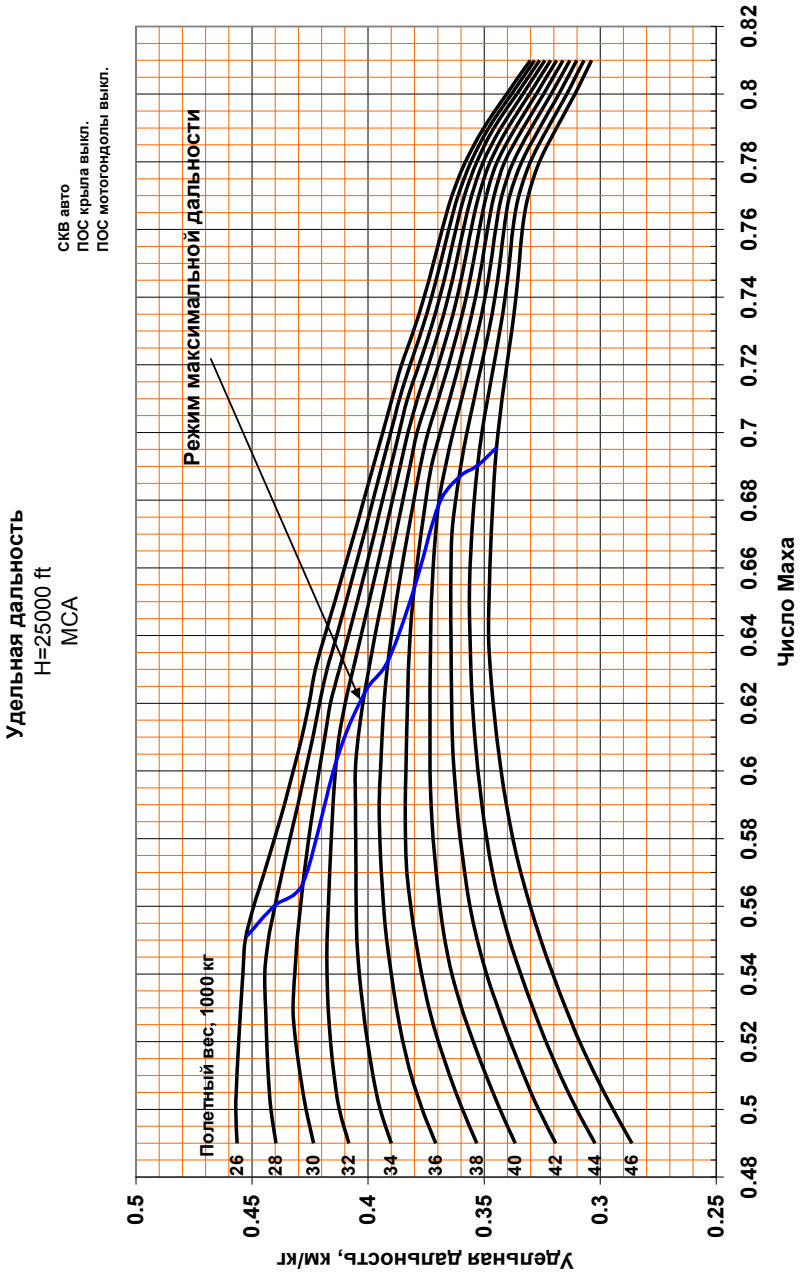


Рисунок 4.11. 23

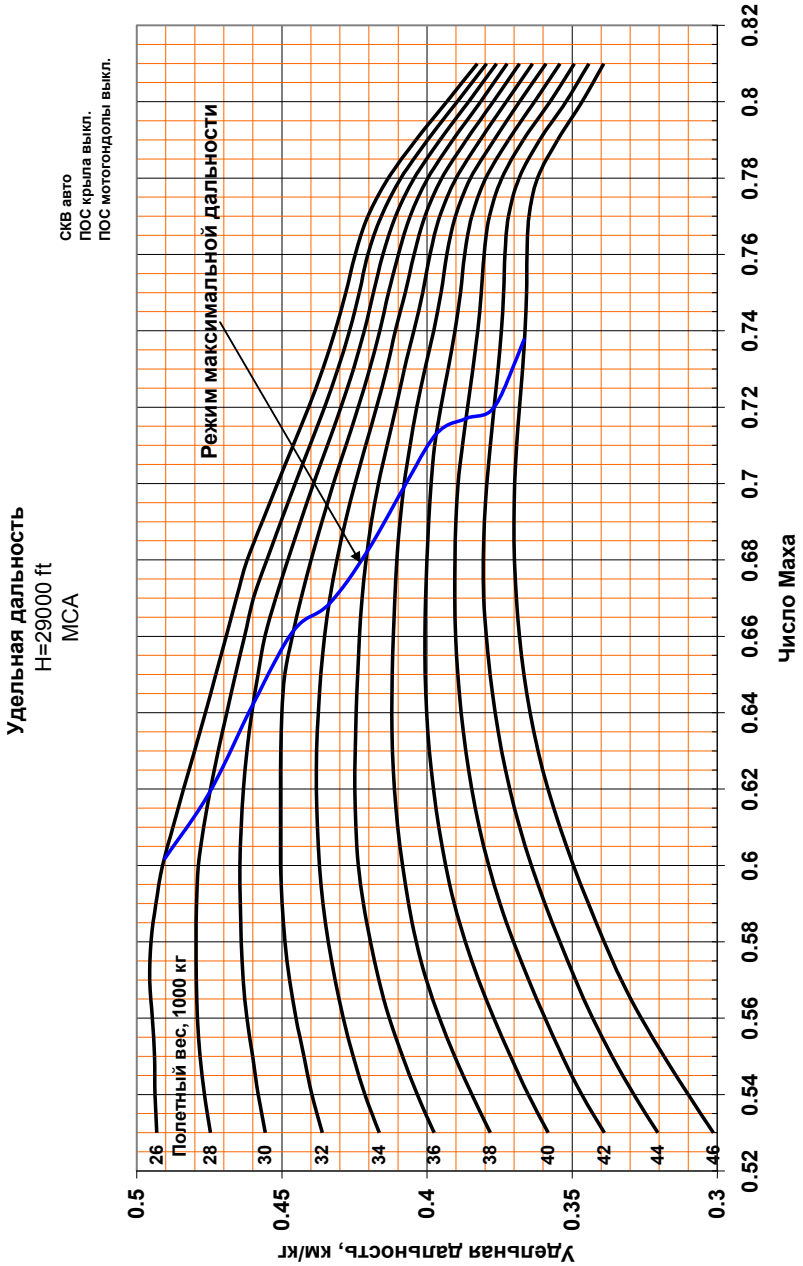


Рисунок 4.11. 24

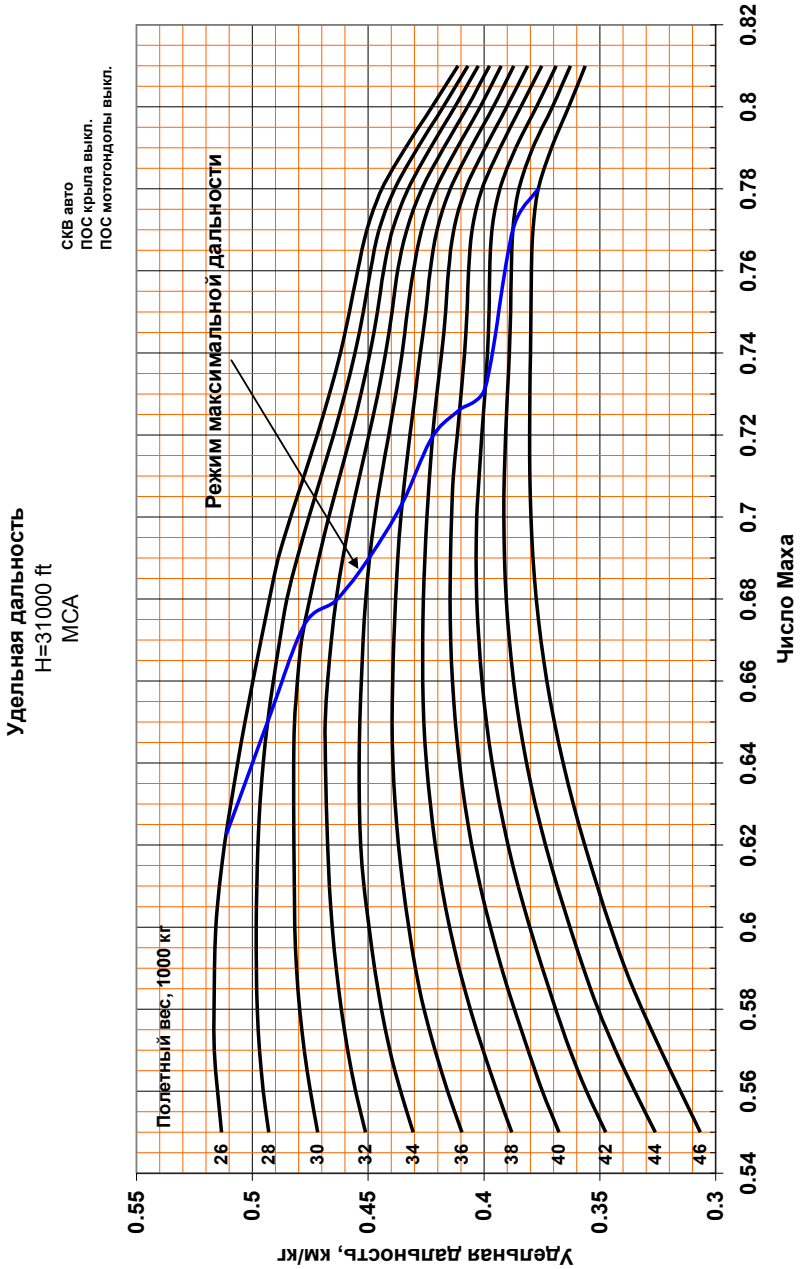


Рисунок 4.11. 25

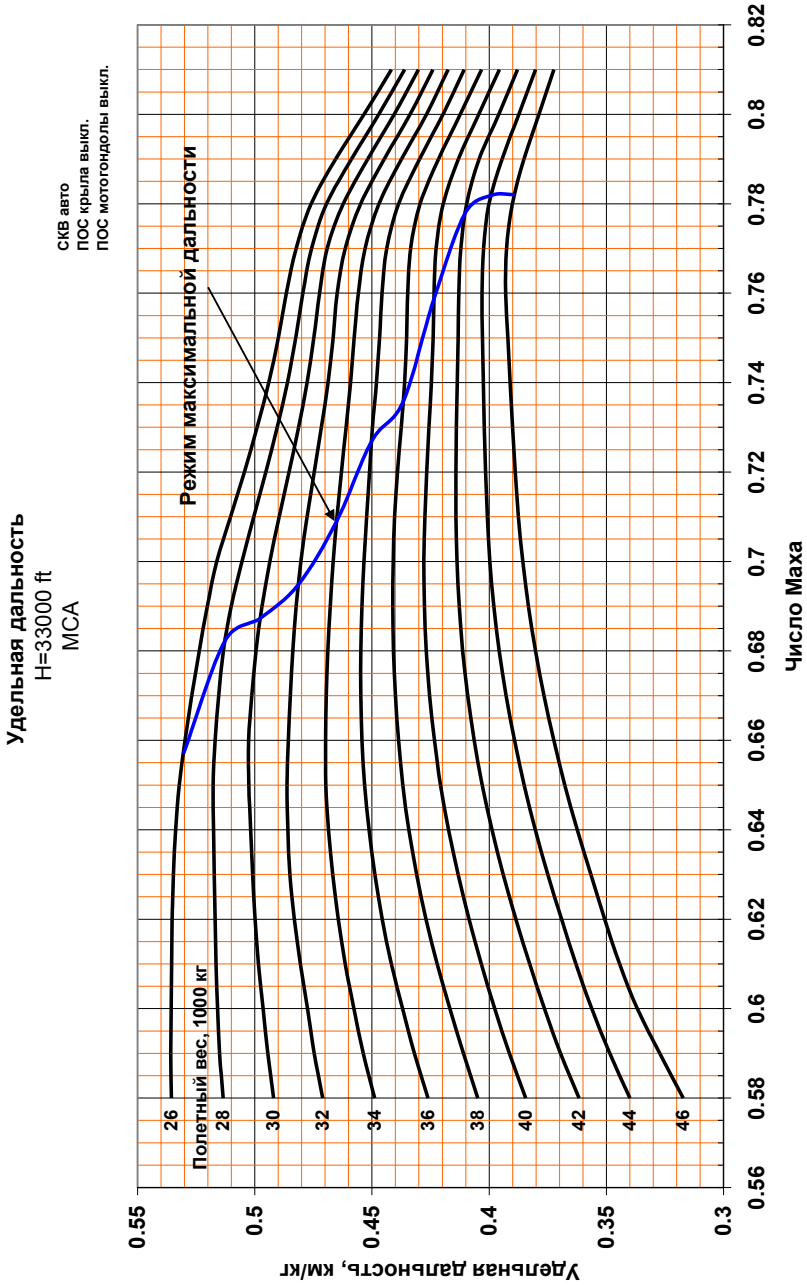


Рисунок 4.11. 26

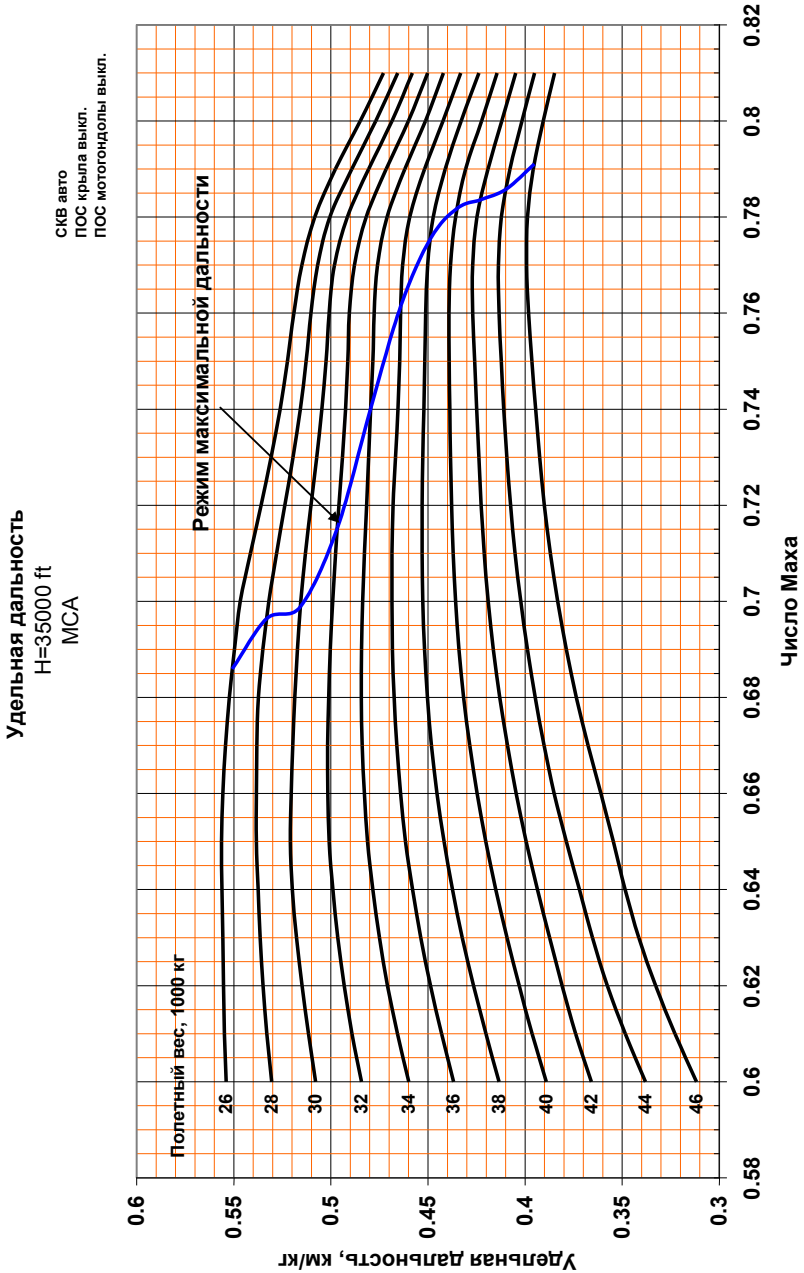


Рисунок 4.11. 27

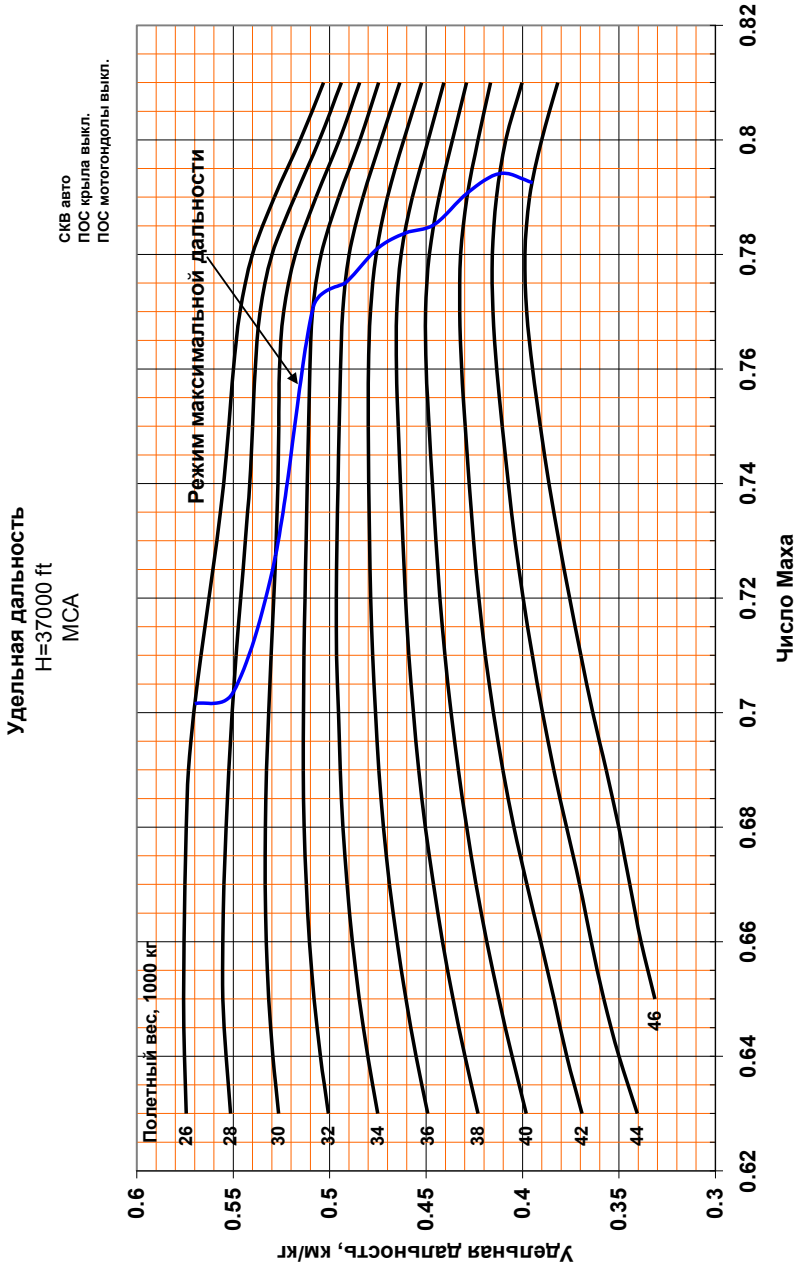


Рисунок 4.11. 28

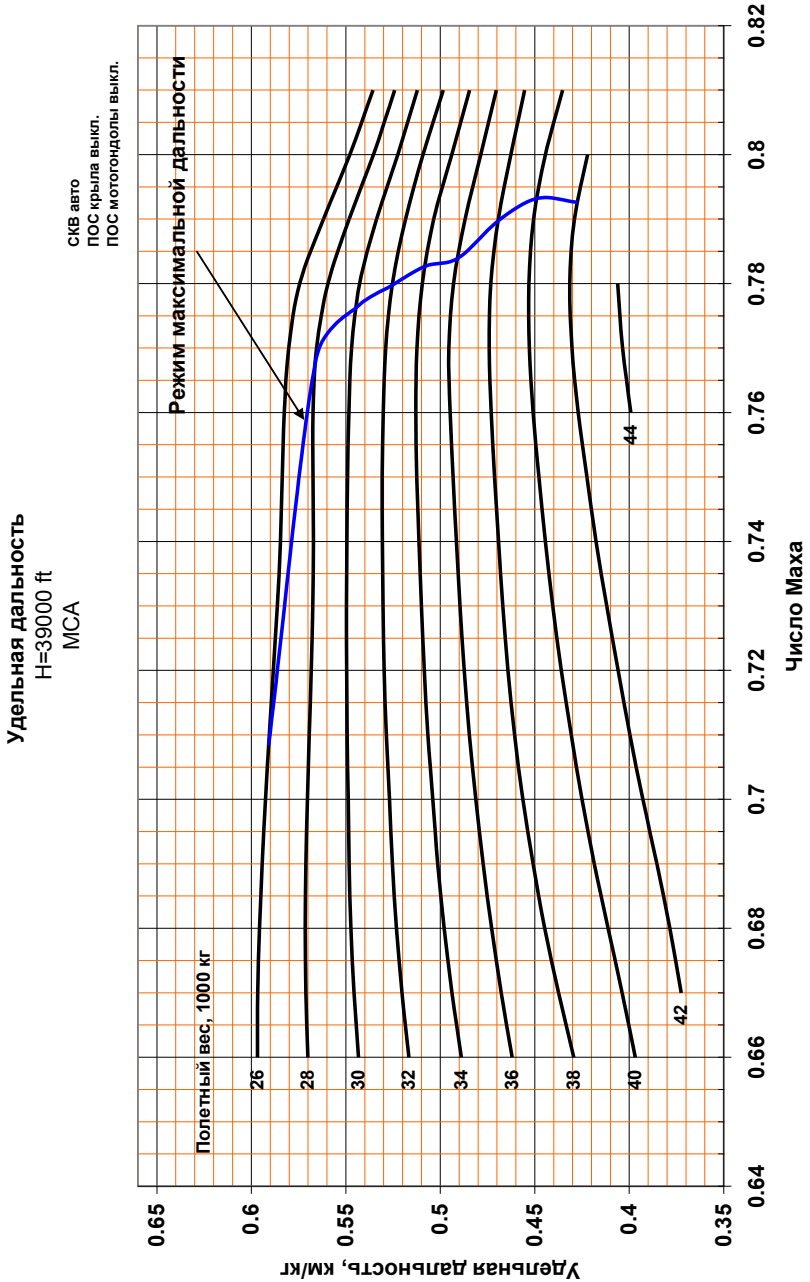


Рисунок 4.11. 29

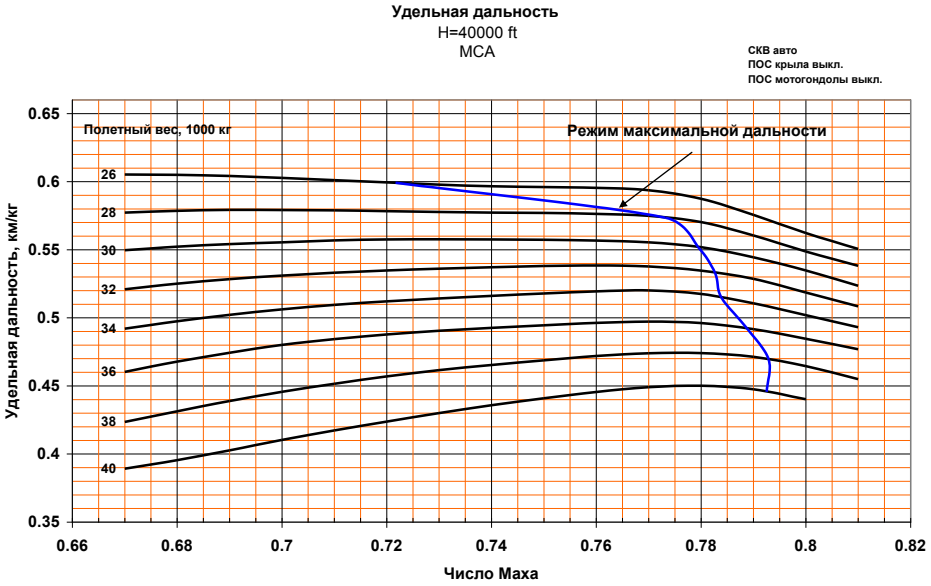


Рисунок 4.11. 30

Температурные коэффициенты для удельных дальностей 2 дв.

H, ft	K (МСА+10)	K (МСА+15)
1500	0.9954	0.9934
10000	0.9952	0.9932
15000	0.9951	0.9926
20000	0.9952	0.9920
25000	0.9952	0.9930
29000	0.9940	0.9919
31000	0.9941	0.9913
33000	0.9944	0.9903
35000	0.9947	0.9907
37000	0.9946	0.9929
39000	0.9942	0.9925
40000	0.9943	0.9922

Таблица 4.11. 1

Часовой расход топлива

Для коррекции на температуру, отличную от МСА, использовать таблицу температурных коэффициентов 4.11.2

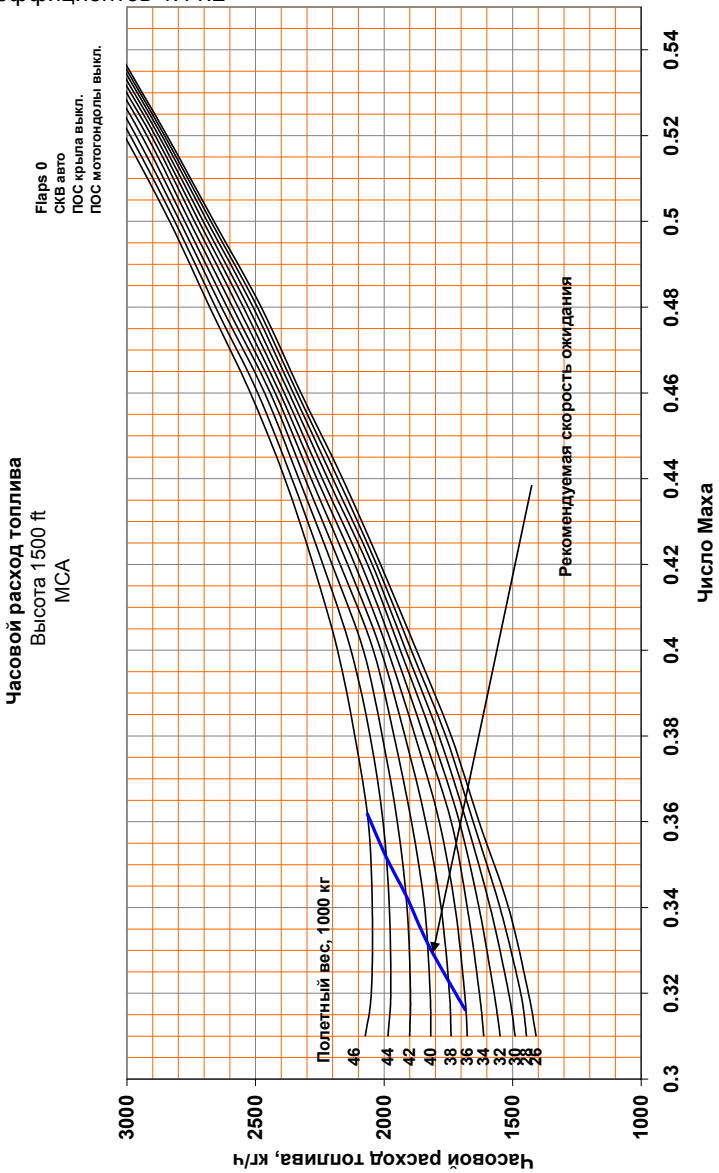


Рисунок 4.11. 31

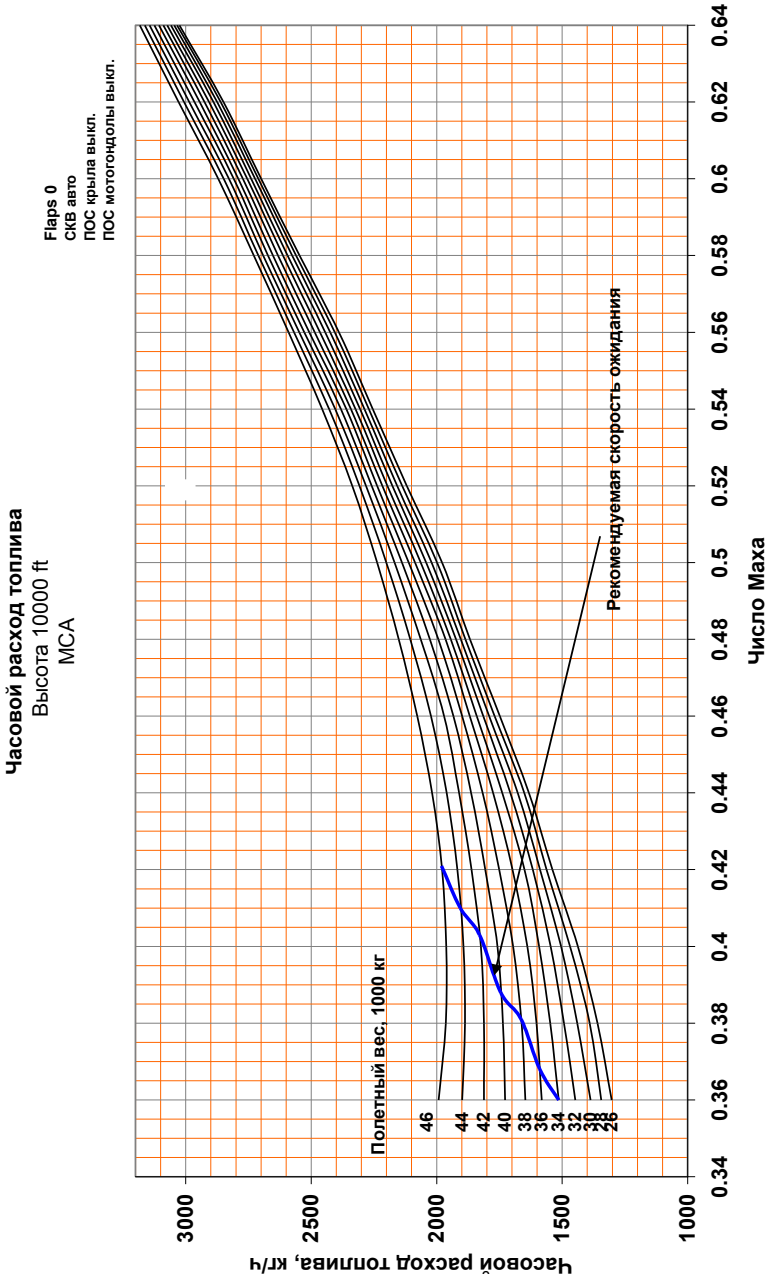


Рисунок 4.11. 32

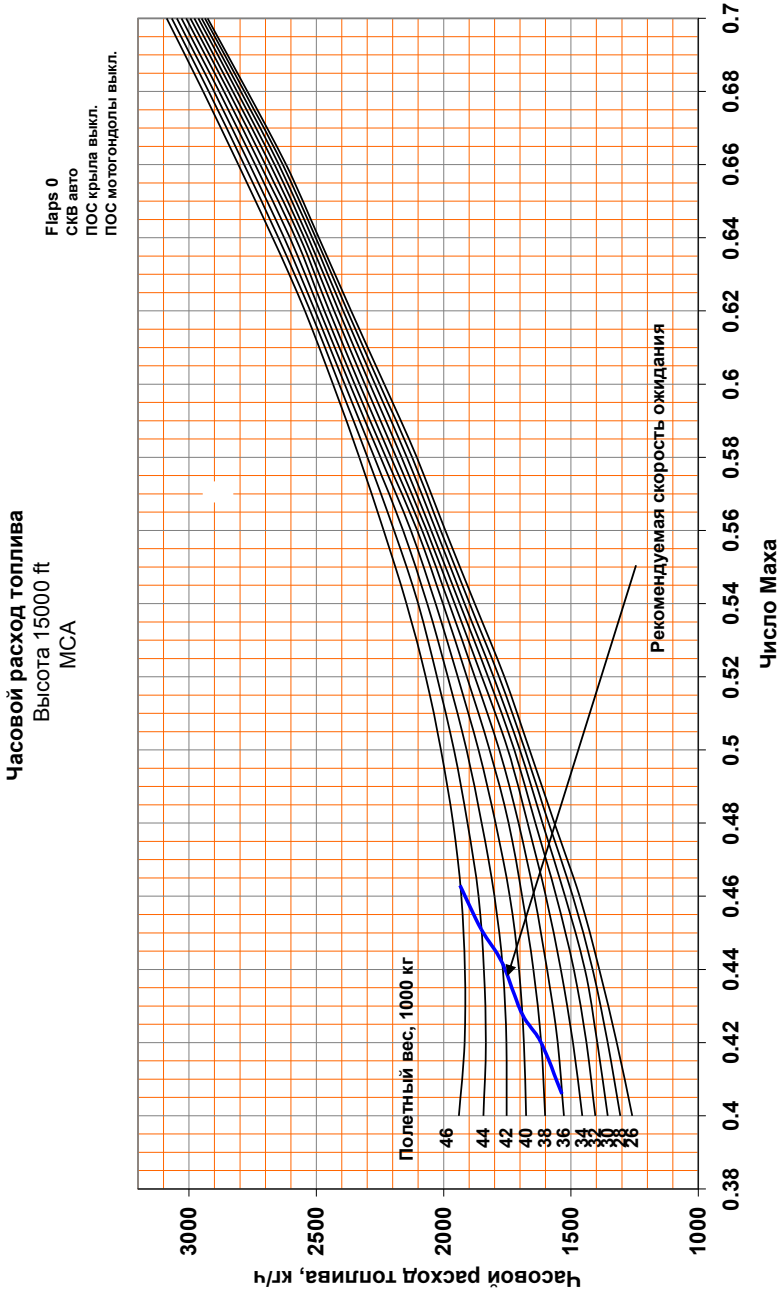


Рисунок 4.11. 33

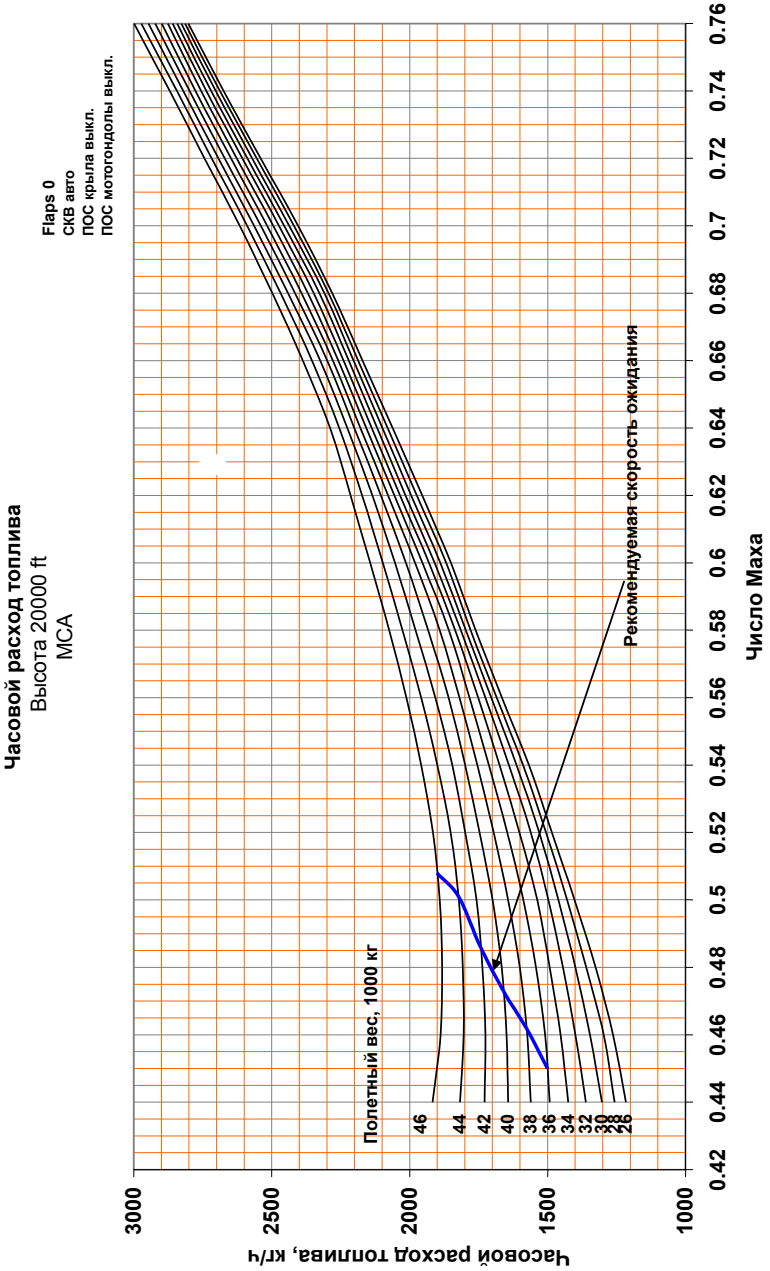


Рисунок 4.11. 34

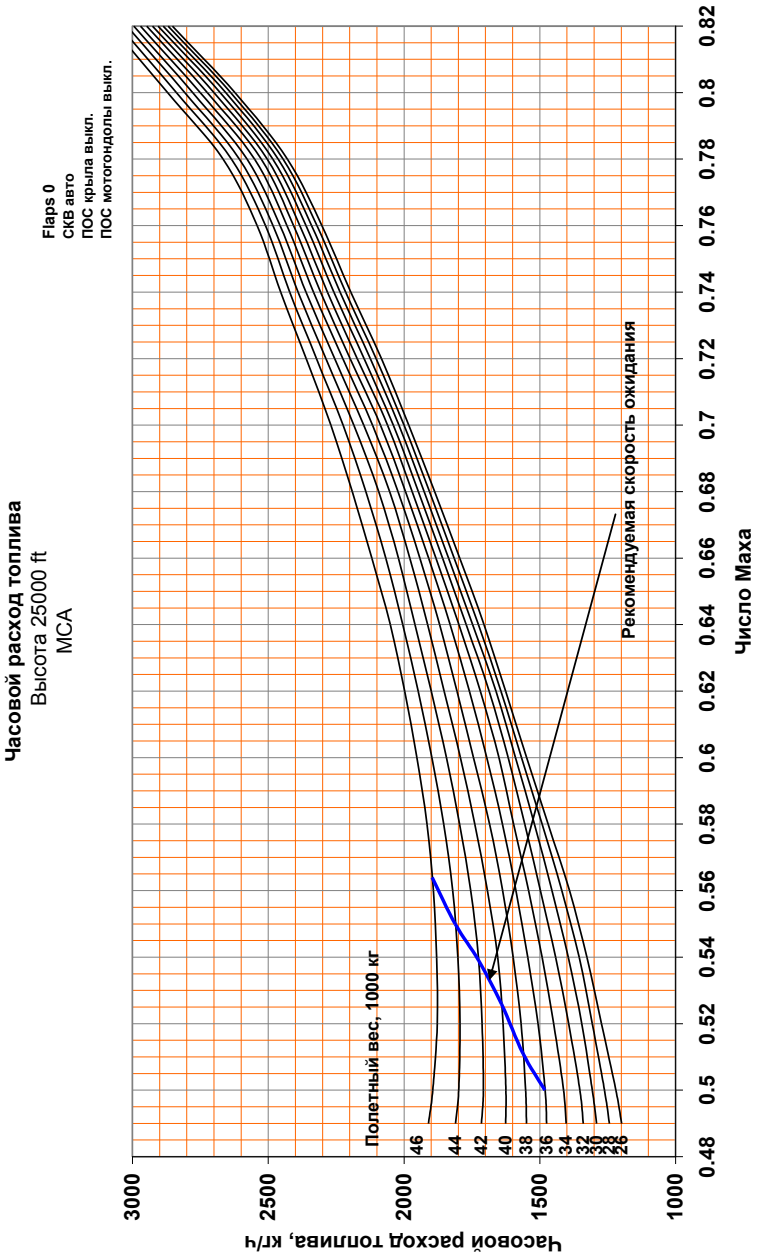


Рисунок 4.11. 35

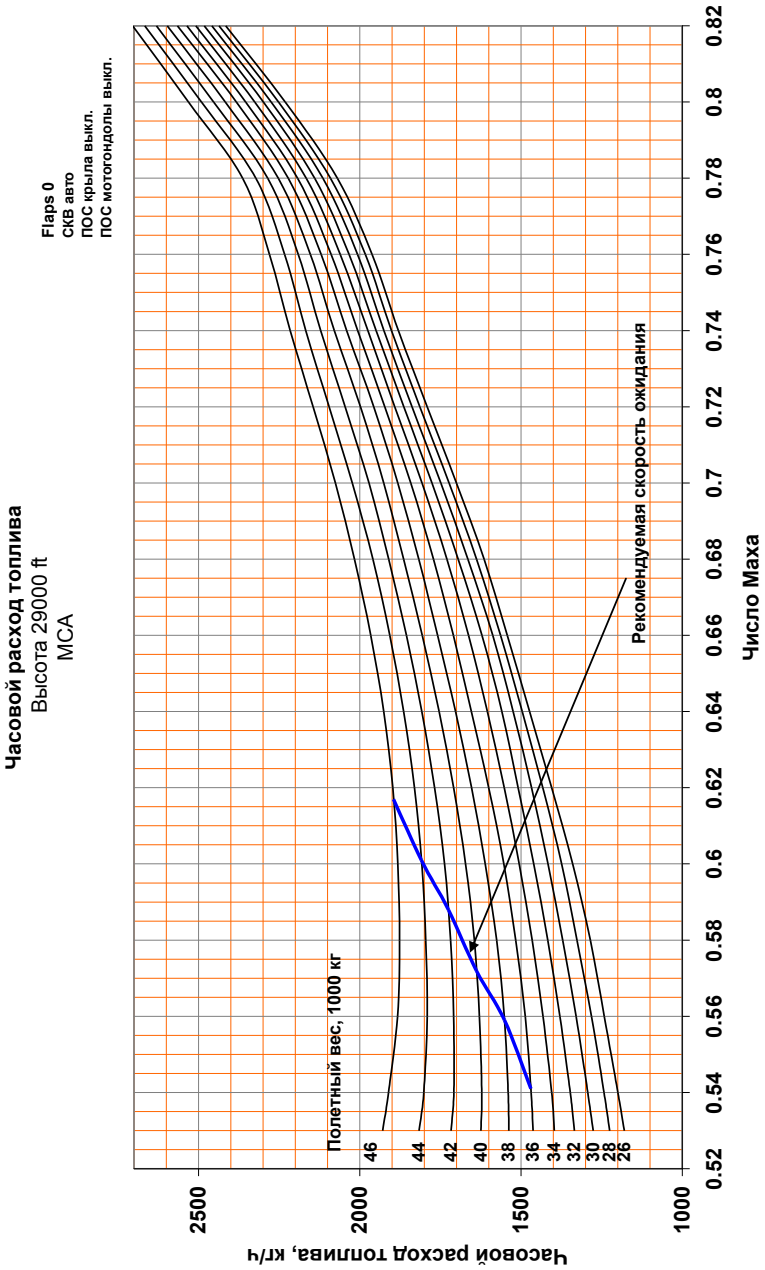


Рисунок 4.11. 36

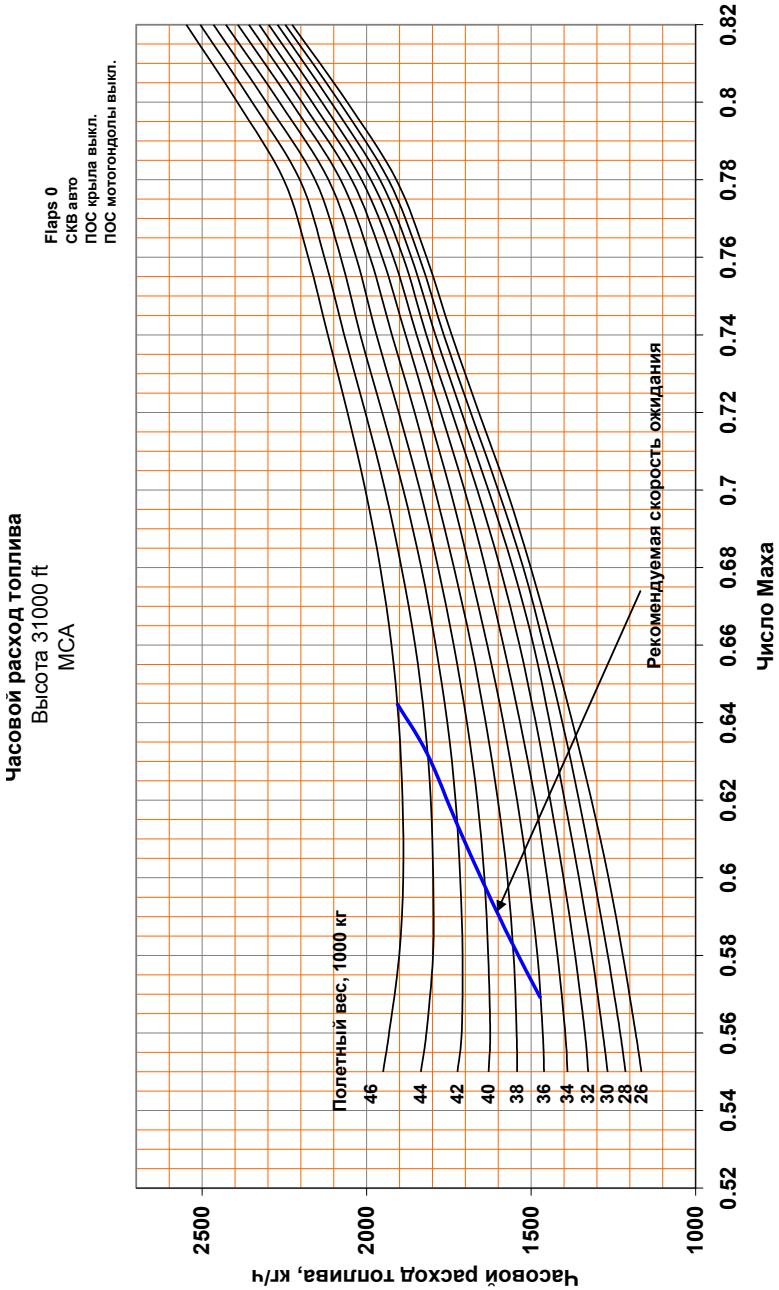


Рисунок 4.11. 37

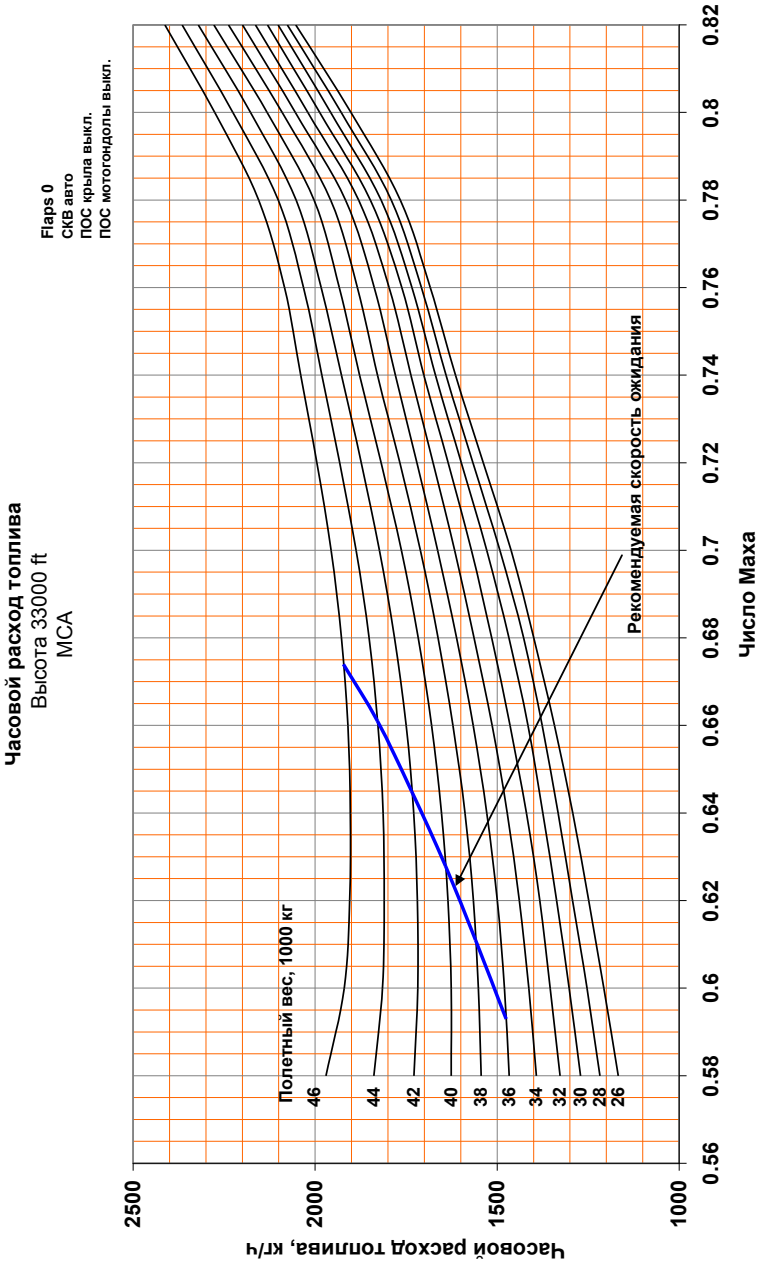


Рисунок 4.11. 38

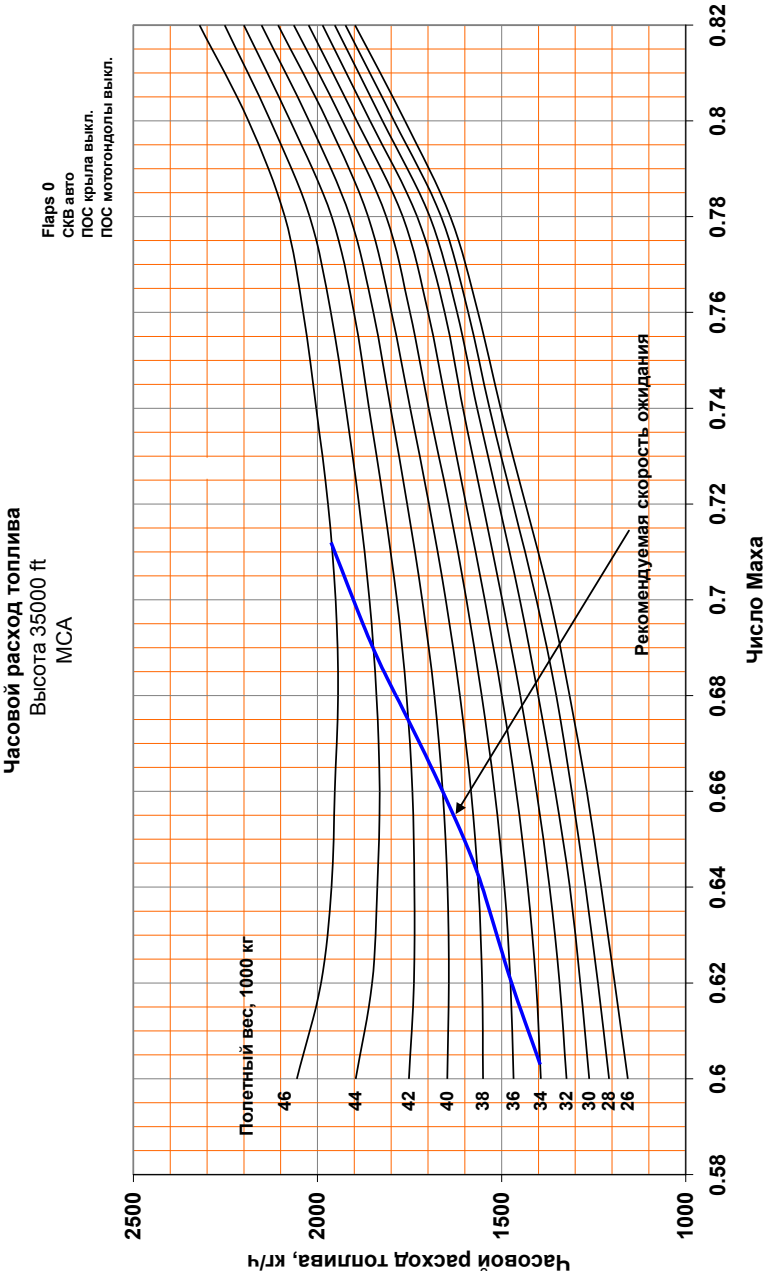


Рисунок 4.11. 39

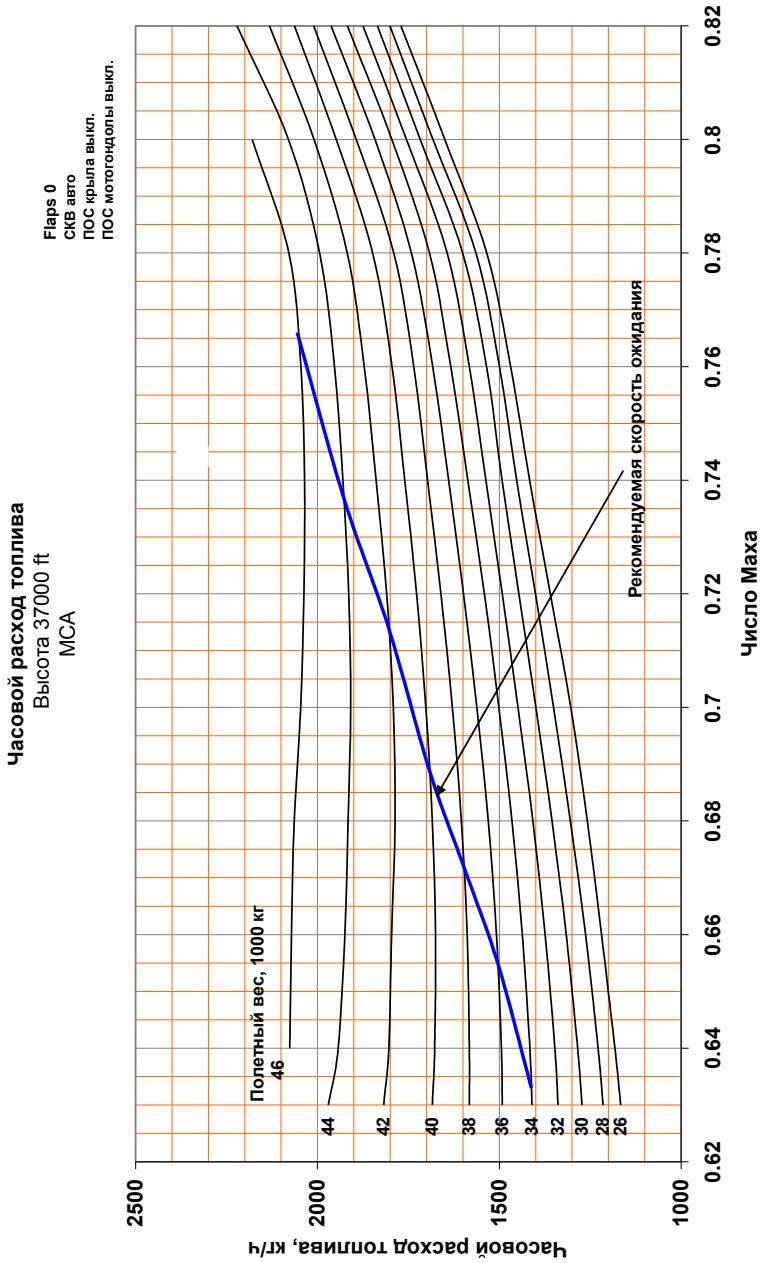


Рисунок 4.11. 40

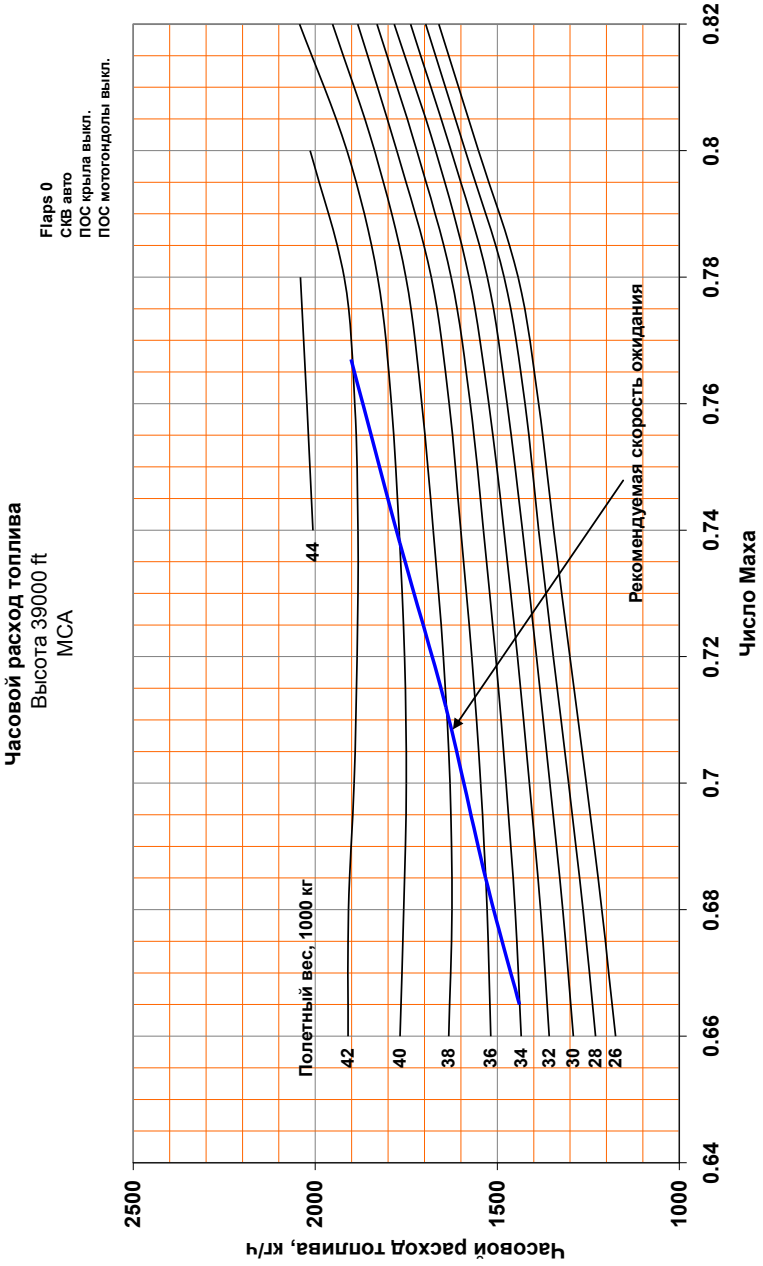


Рисунок 4.11. 41

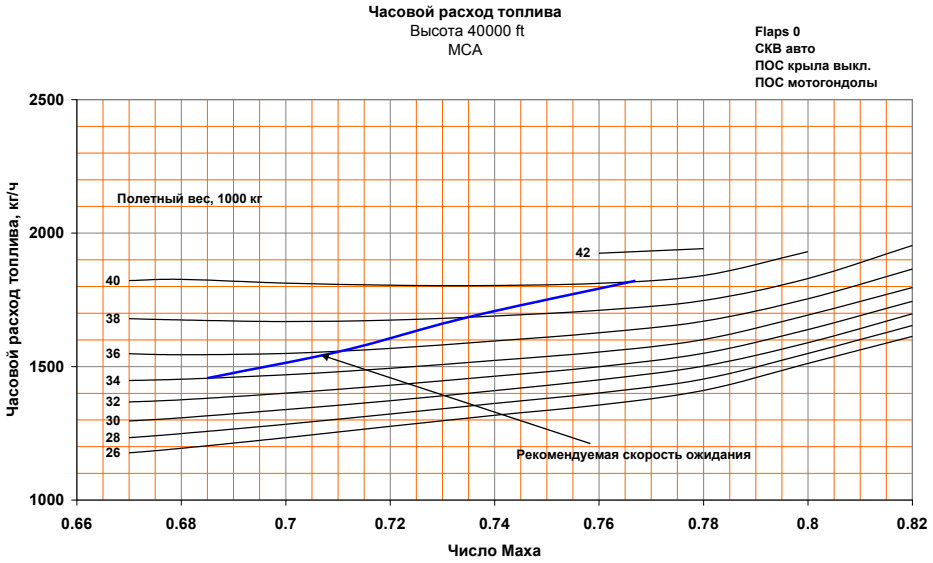


Рисунок 4.11. 42

Температурные коэффициенты для часовых расходов 2 дв

H(ft)	K (МСА+10)	K (МСА+15)
1500	1.0222	1.0330
10000	1.0234	1.0347
15000	1.0241	1.0356
20000	1.0249	1.0380
25000	1.0260	1.0386
29000	1.0271	1.0402
31000	1.0275	1.0411
33000	1.0278	1.0419
35000	1.0281	1.0425
37000	1.0284	1.0422
39000	1.0288	1.0422
40000	1.0287	1.0425

Таблица 4.11. 2

Оптимальная высота полёта

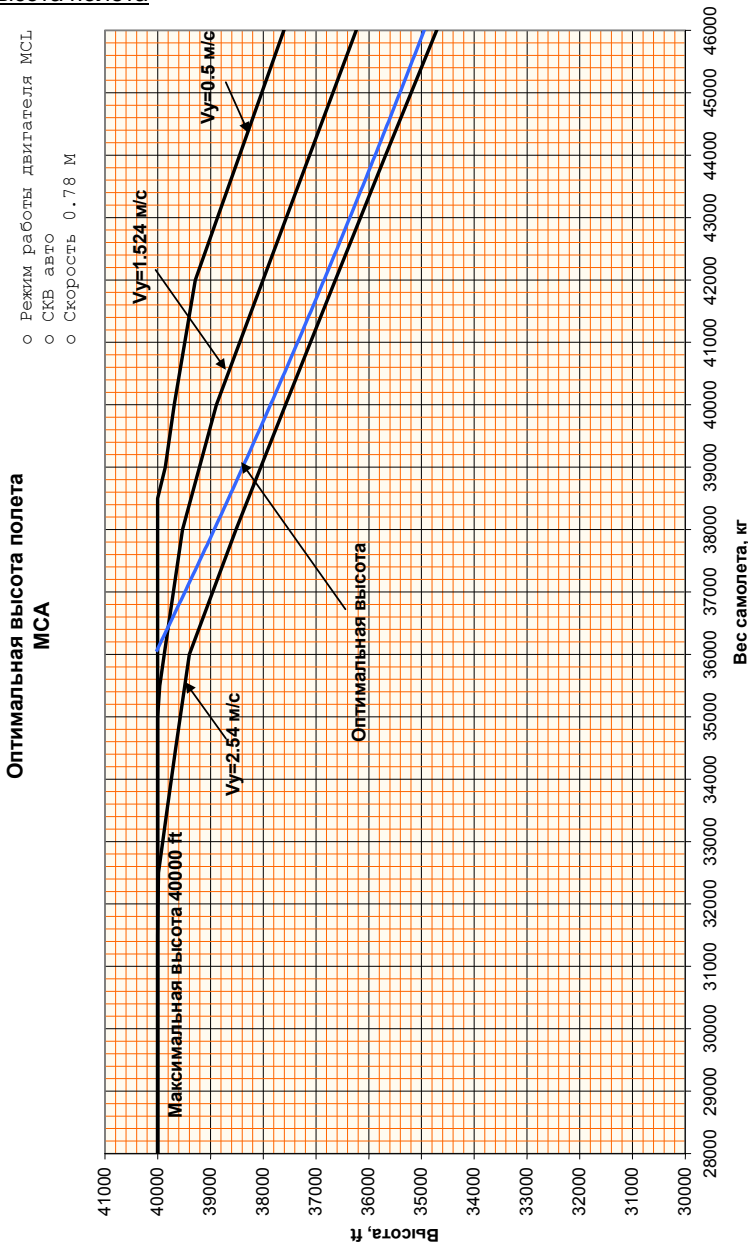


Рисунок 4.11. 43

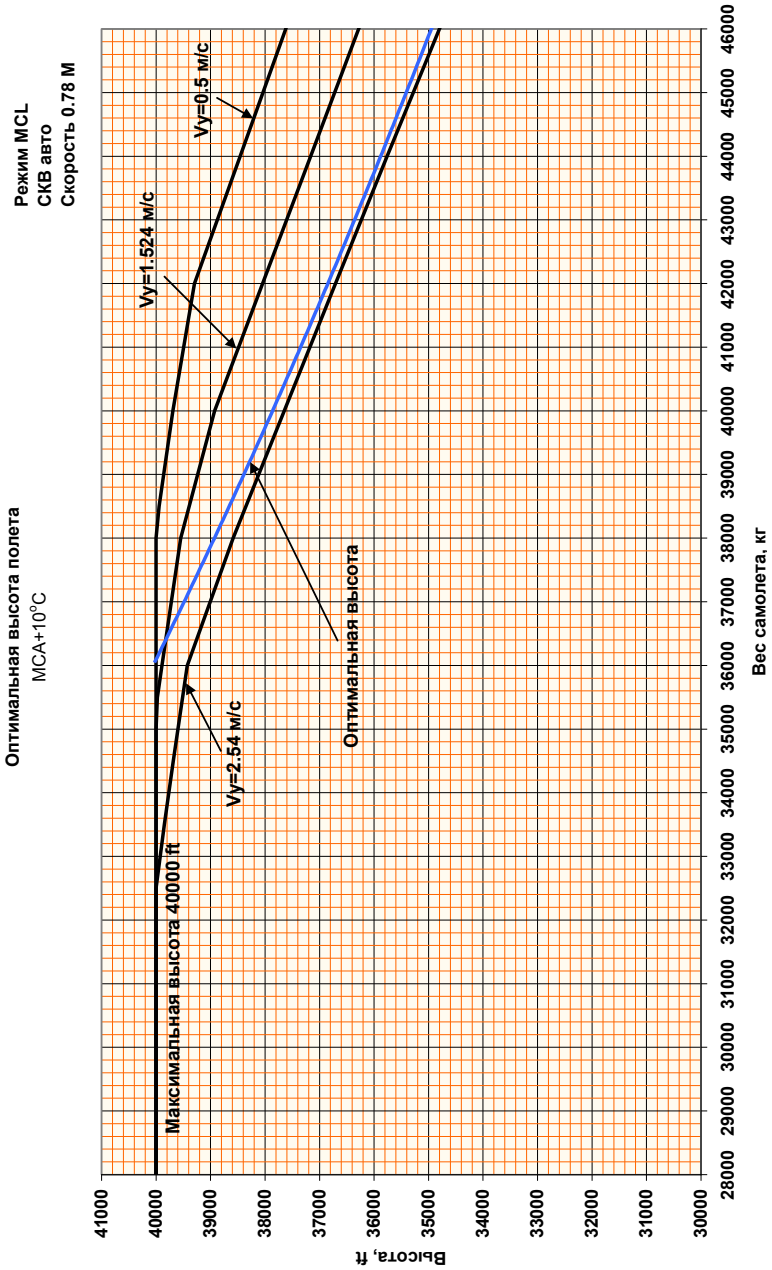


Рисунок 4.11. 44

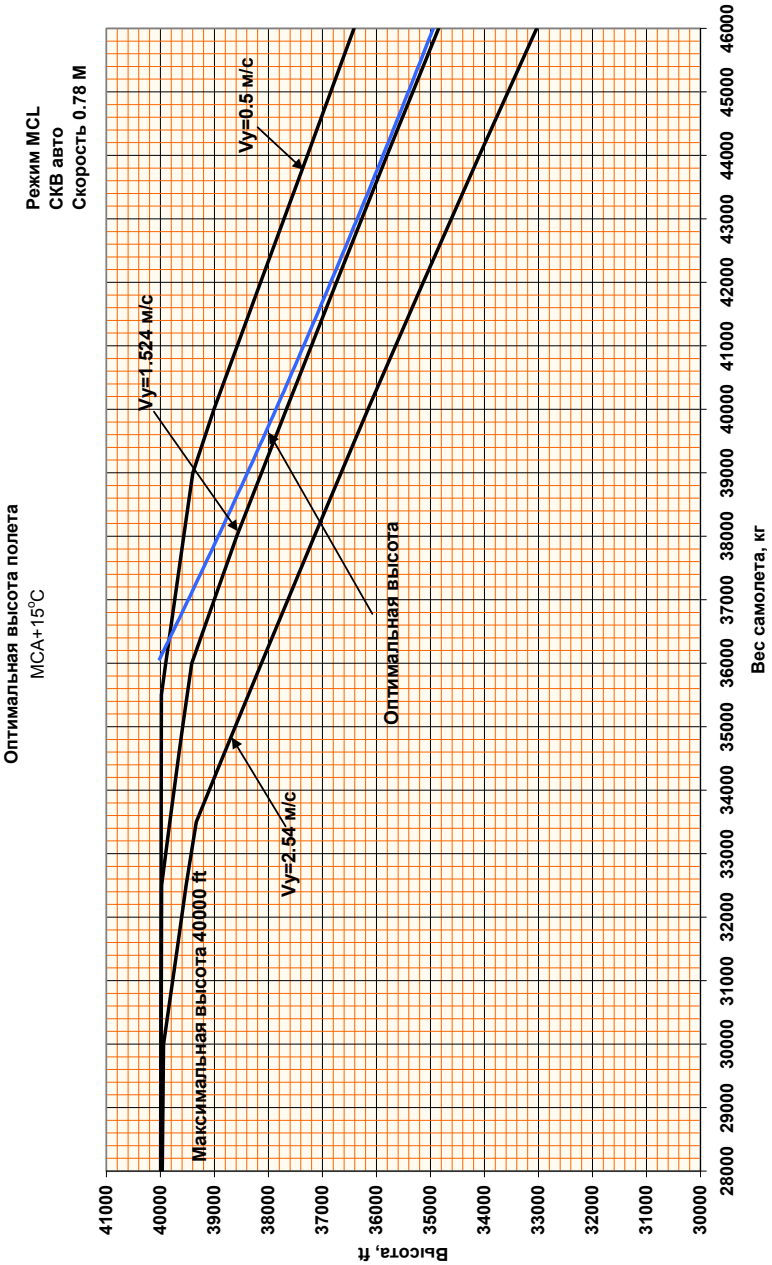


Рисунок 4.11. 45

Максимальная высота полёта

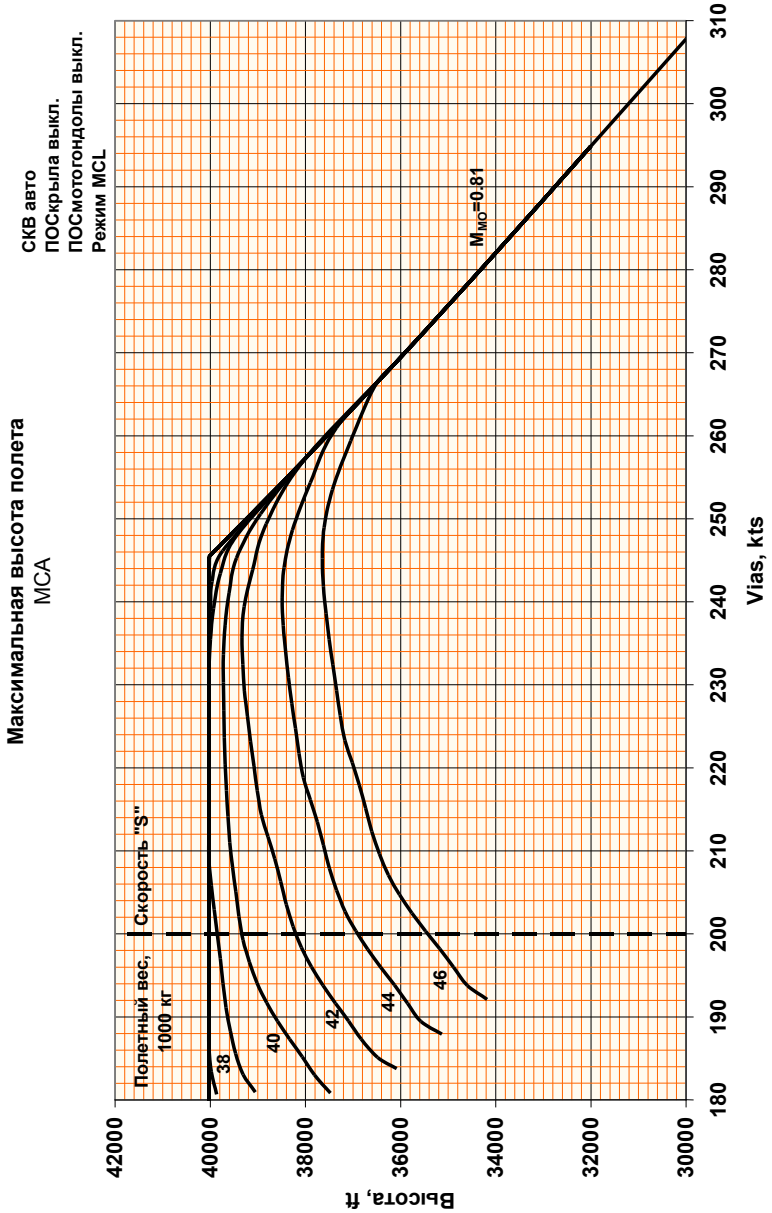


Рисунок 4.11. 46

ОДИН ДВИГАТЕЛЬ НЕ РАБОТАЕТ

Топливо. Набор высоты крейсерского полета

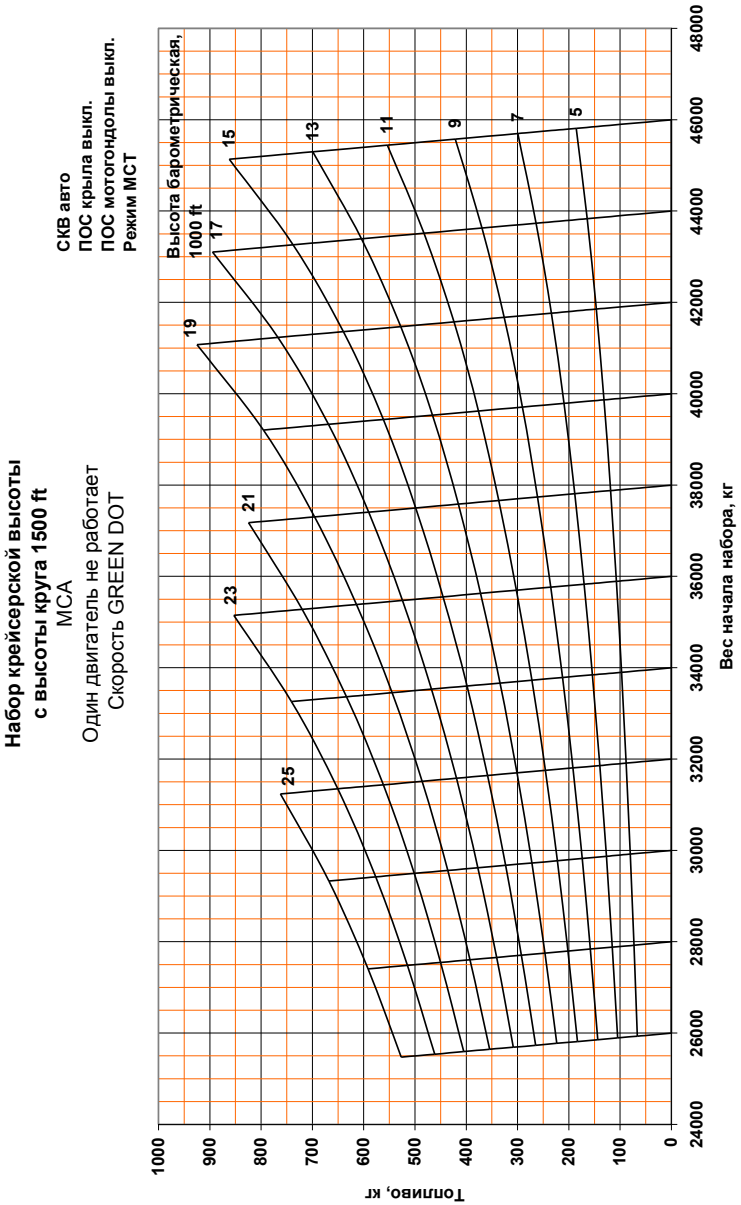


Рисунок 4.11. 47

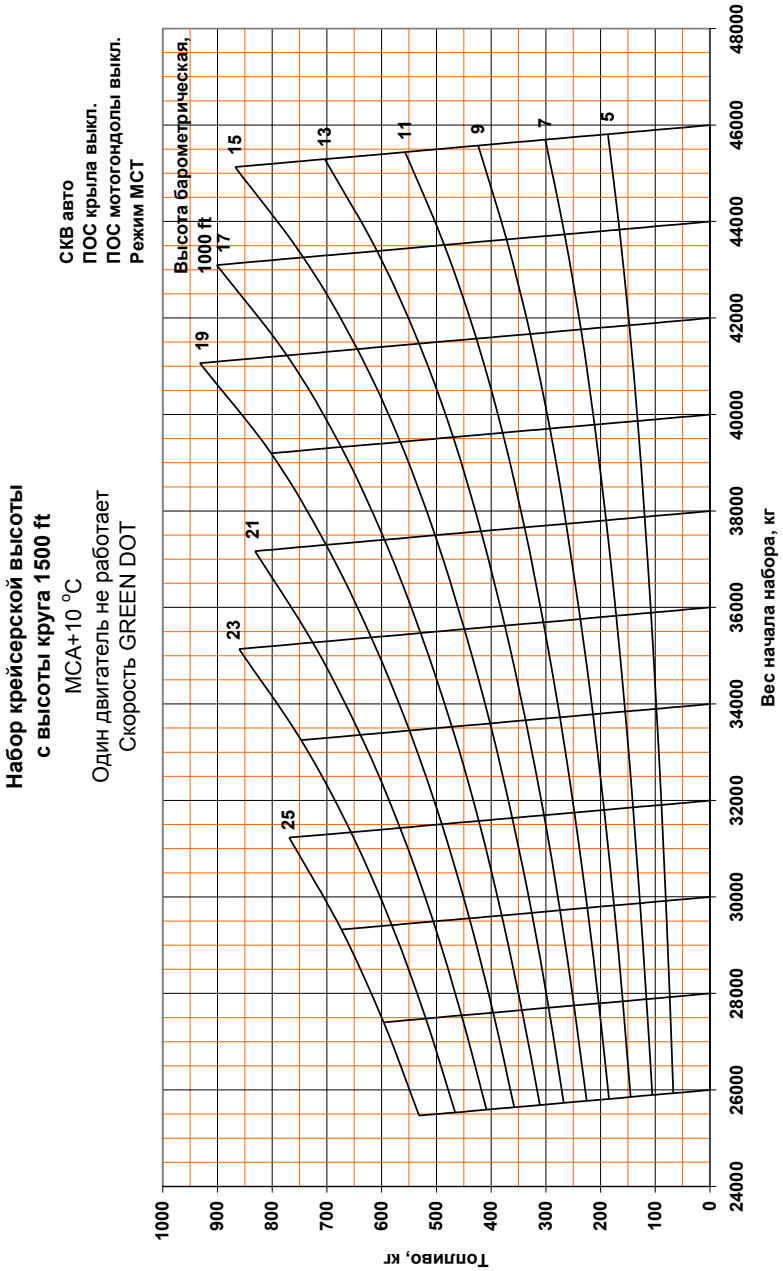


Рисунок 4.11. 48

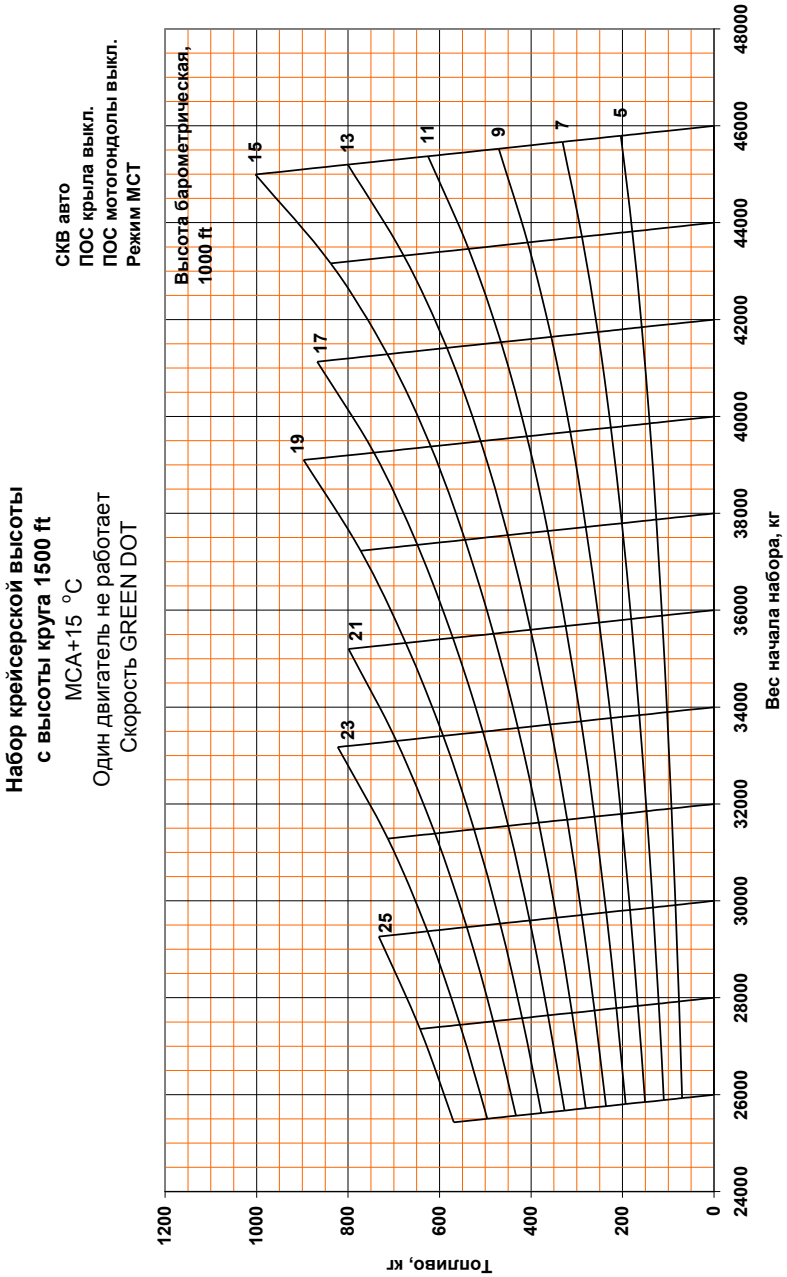


Рисунок 4.11. 49

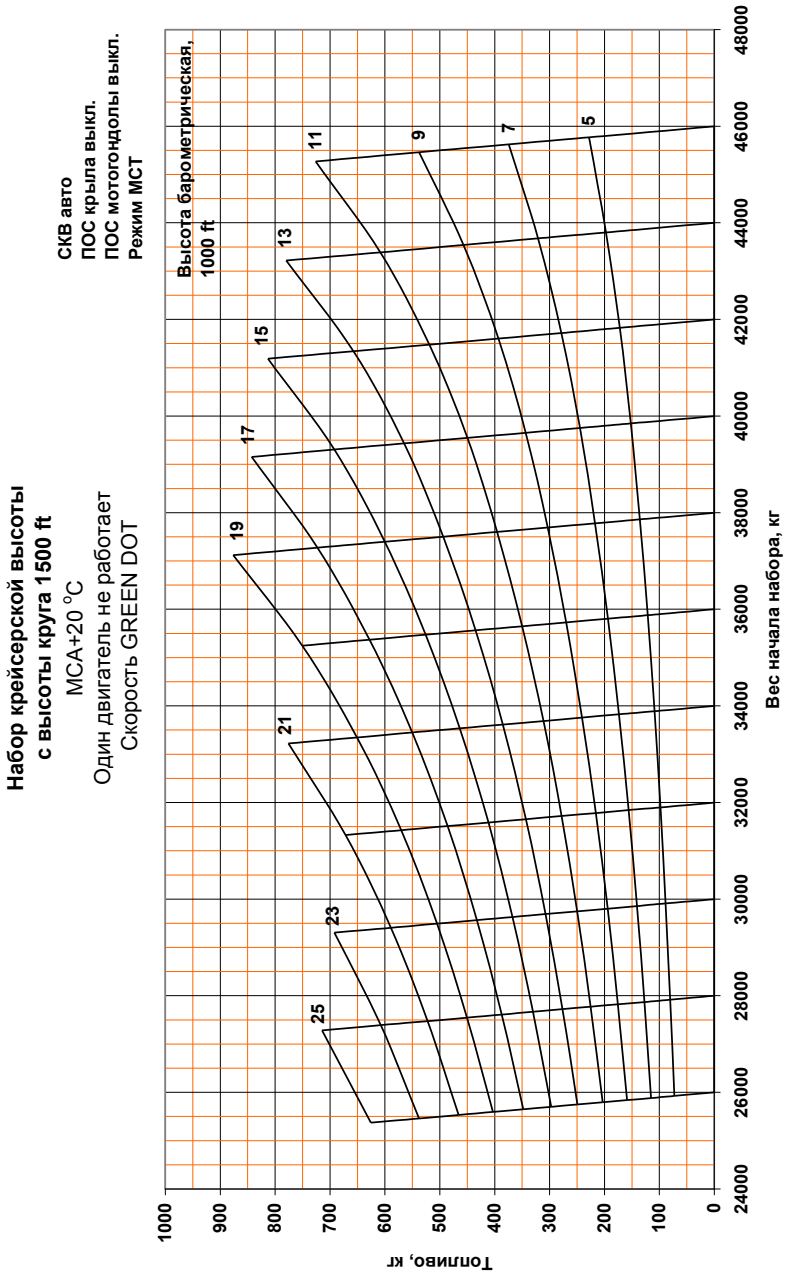


Рисунок 4.11. 50

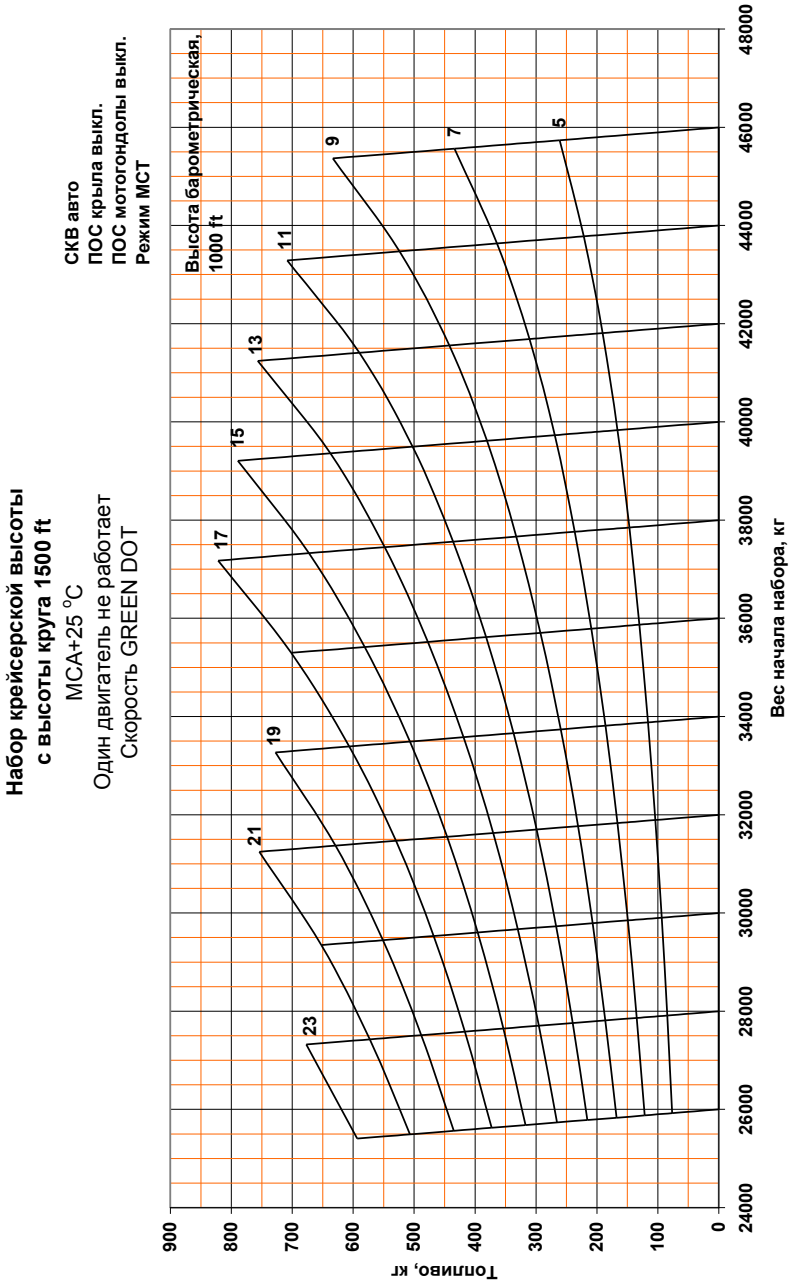


Рисунок 4.11. 51

Дистанция. Набор высоты крейсерского полета

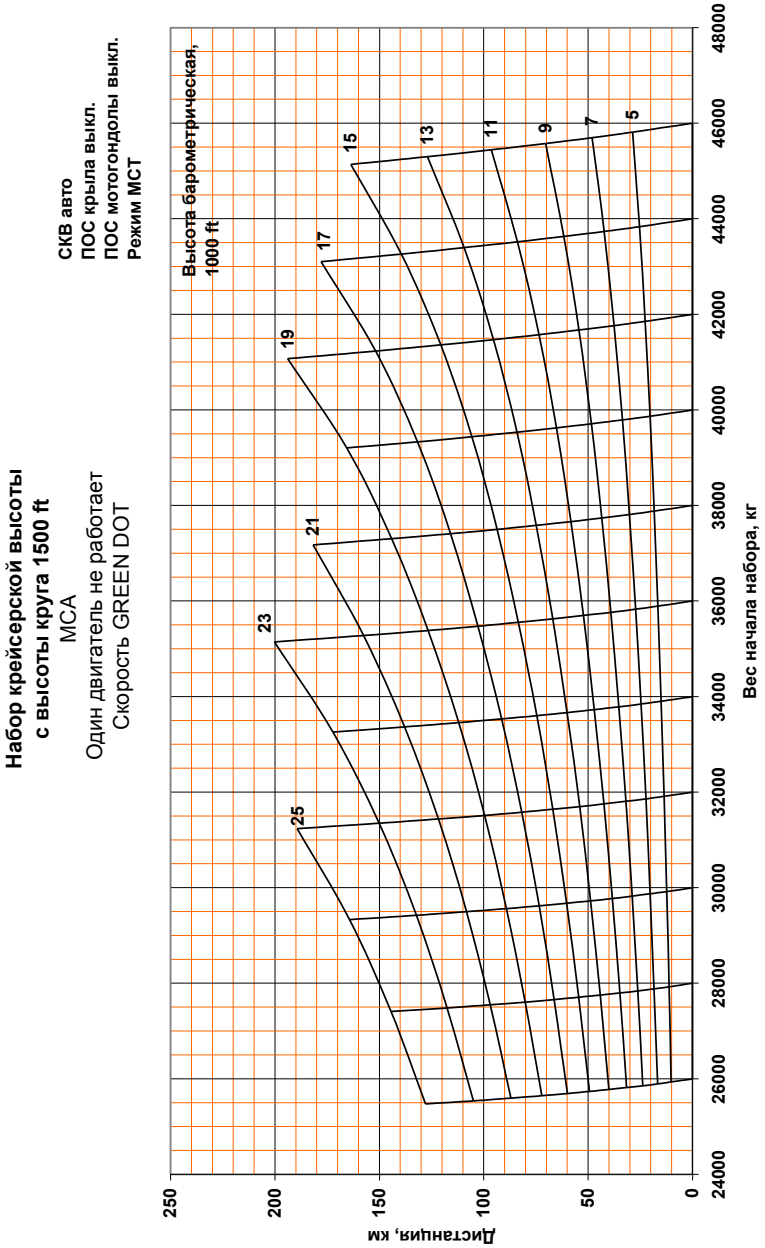


Рисунок 4.11. 52

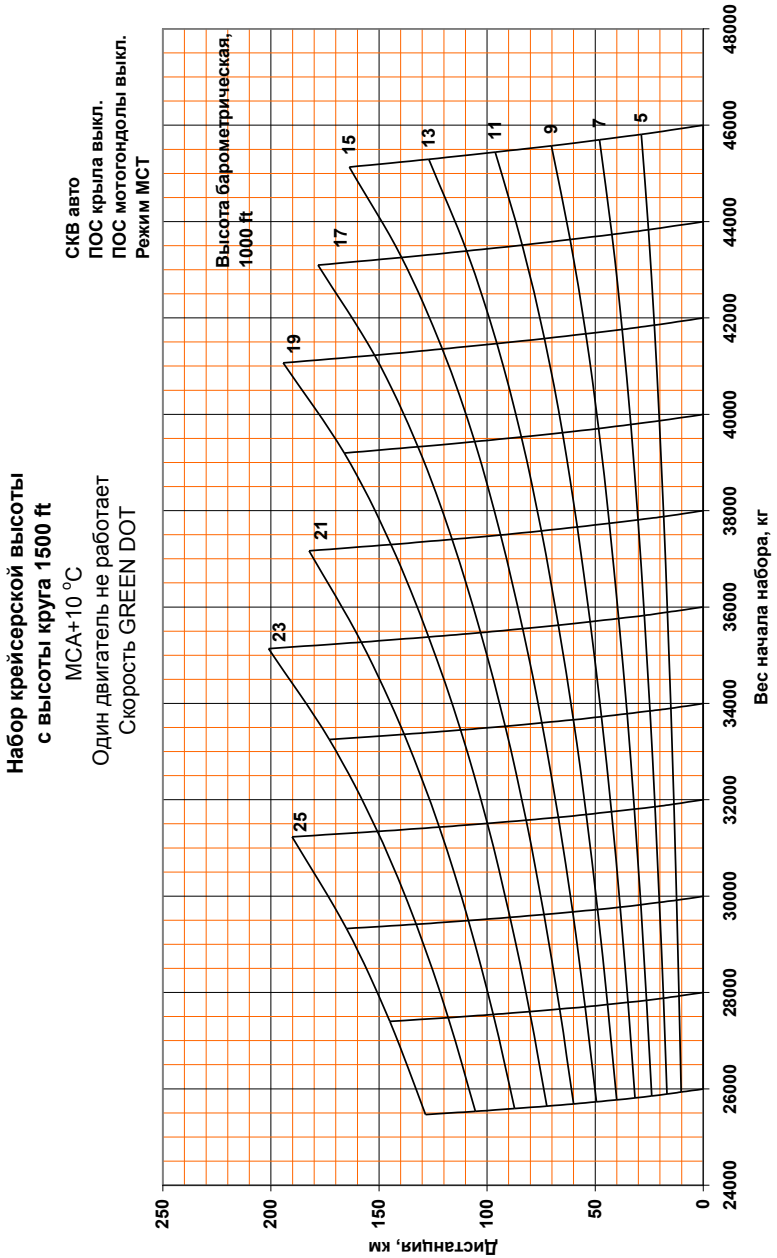


Рисунок 4.11. 53

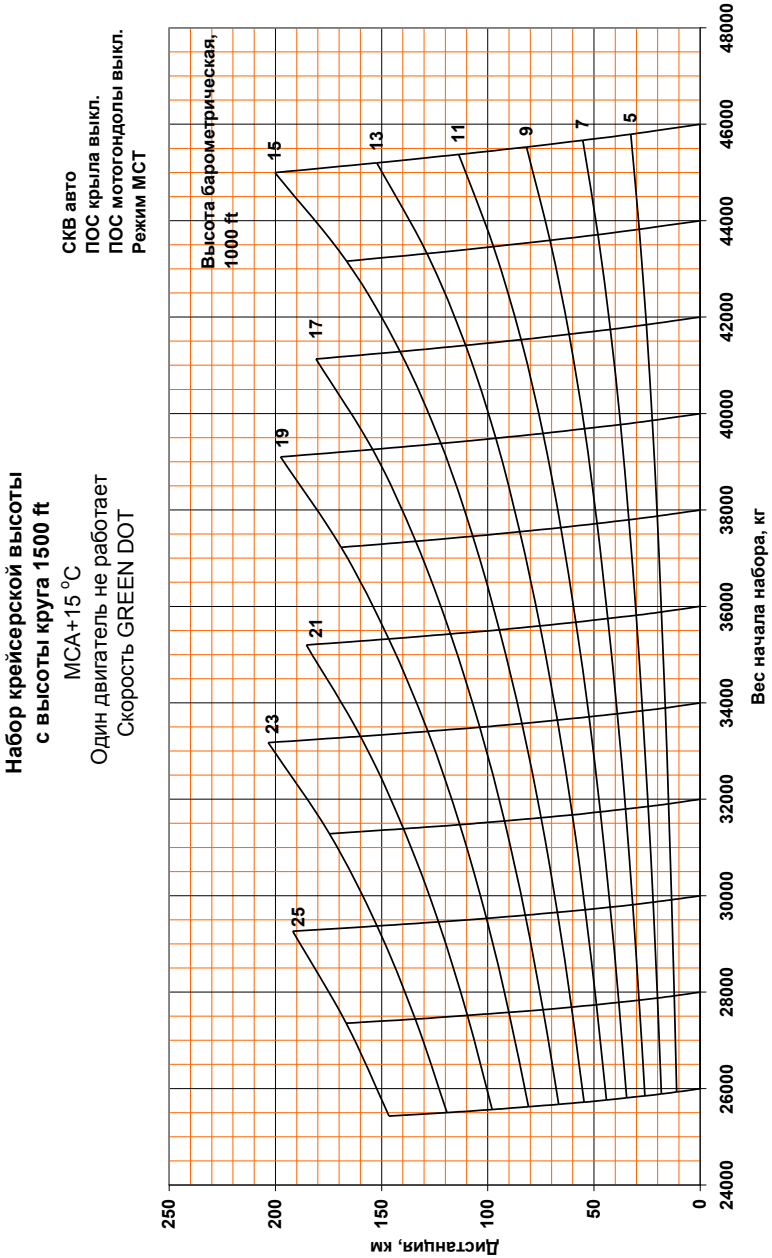


Рисунок 4.11. 54

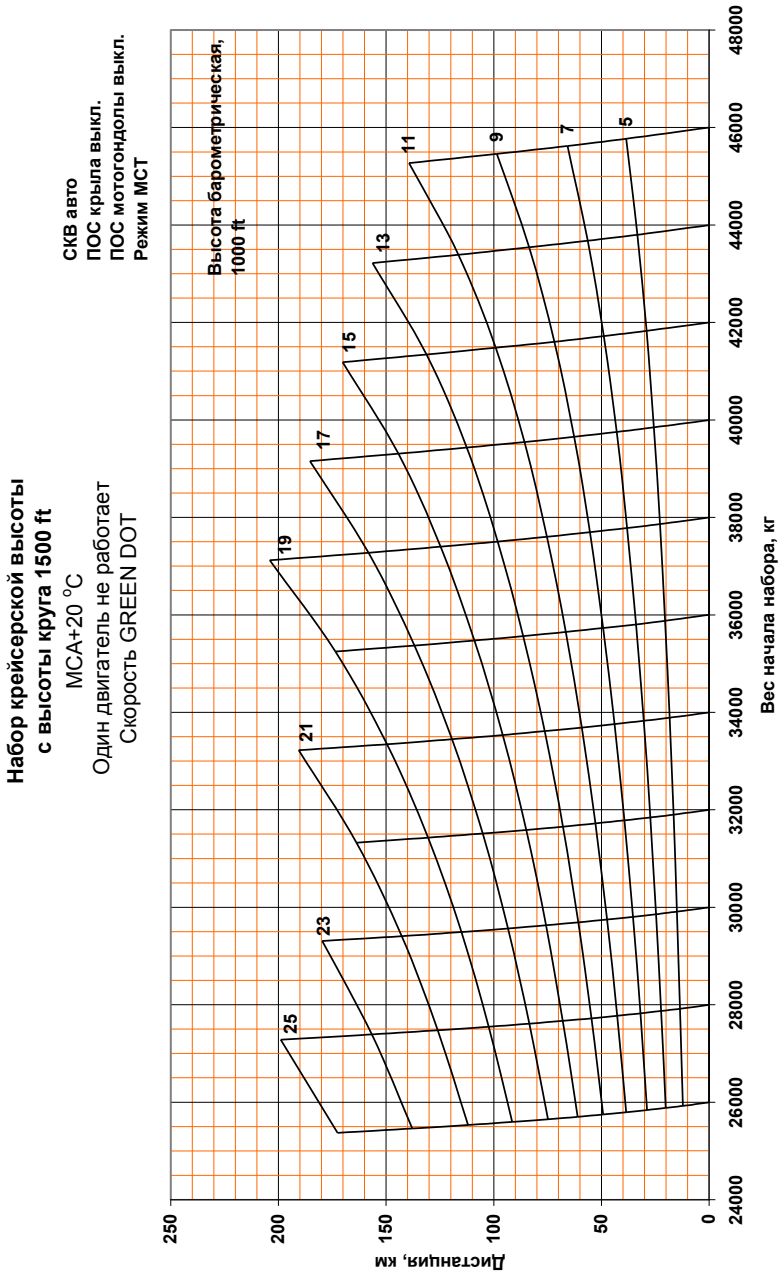


Рисунок 4.11. 55

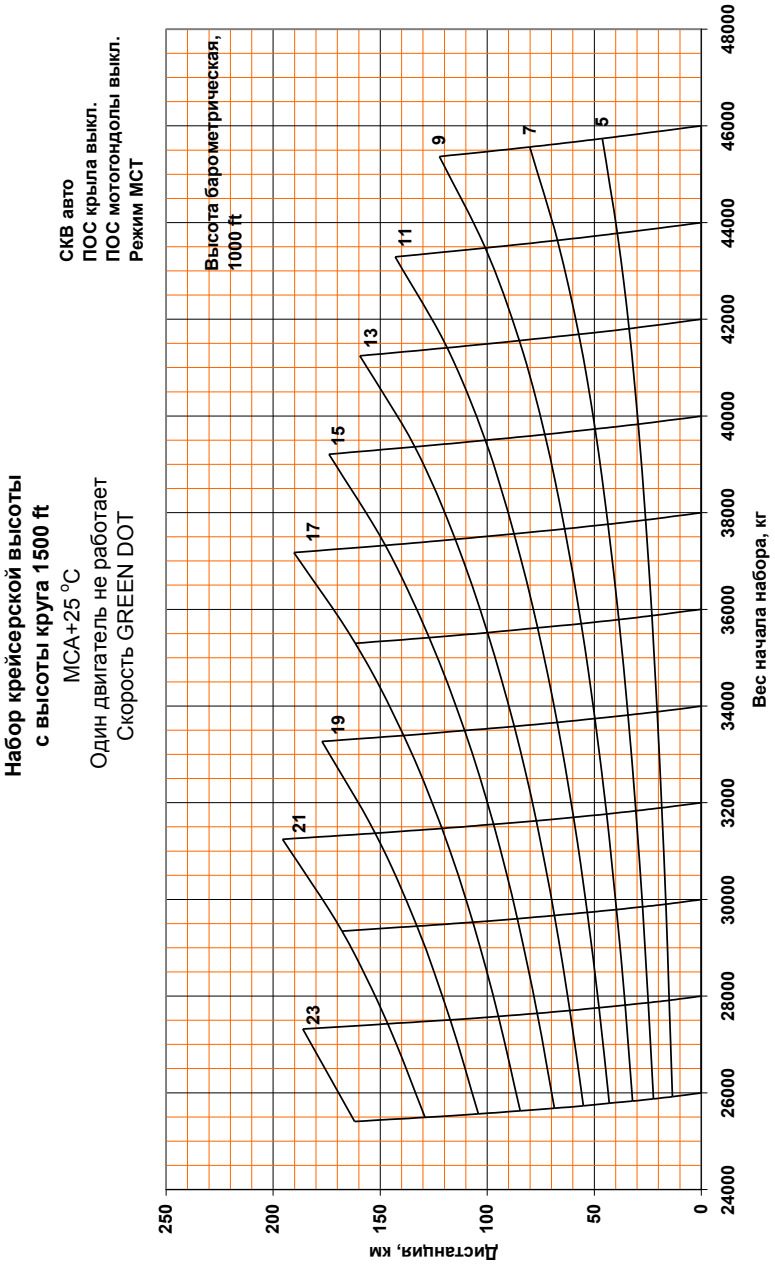


Рисунок 4.11. 56

Время. Набор до высоты крейсерского полета

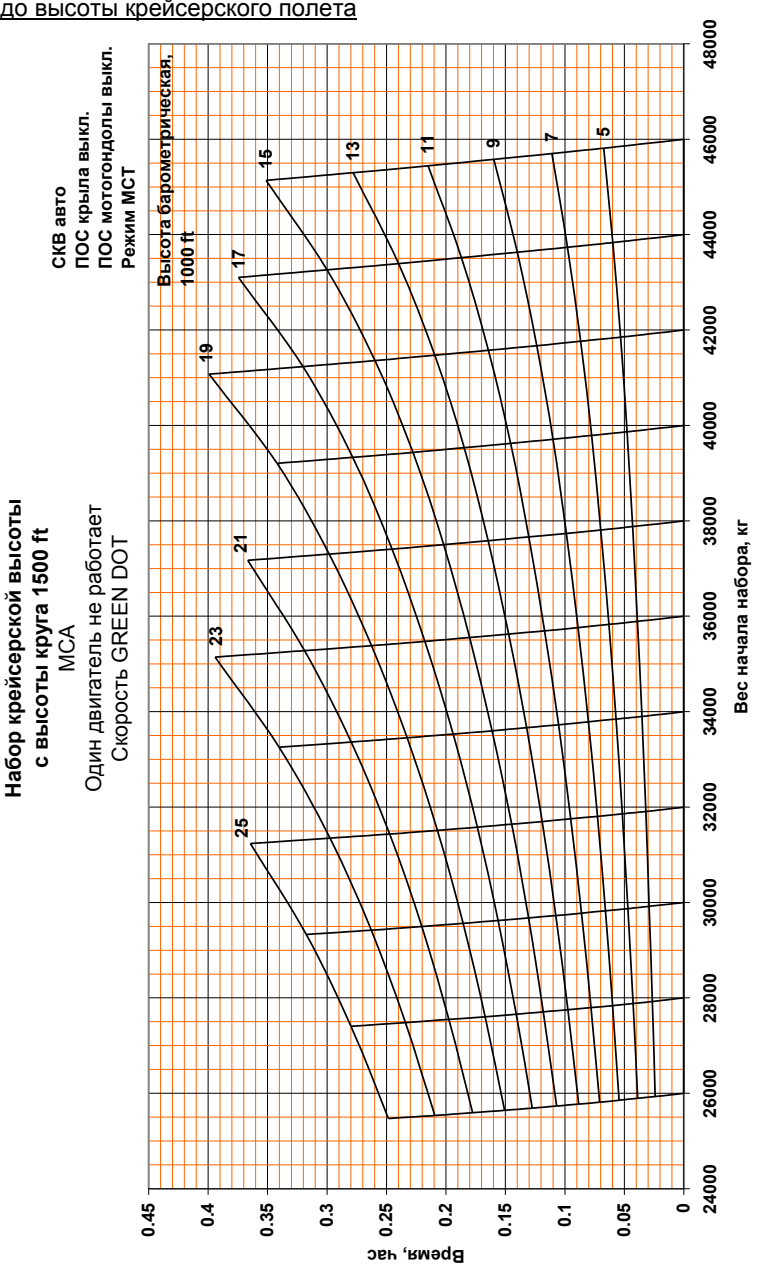


Рисунок 4.11. 57

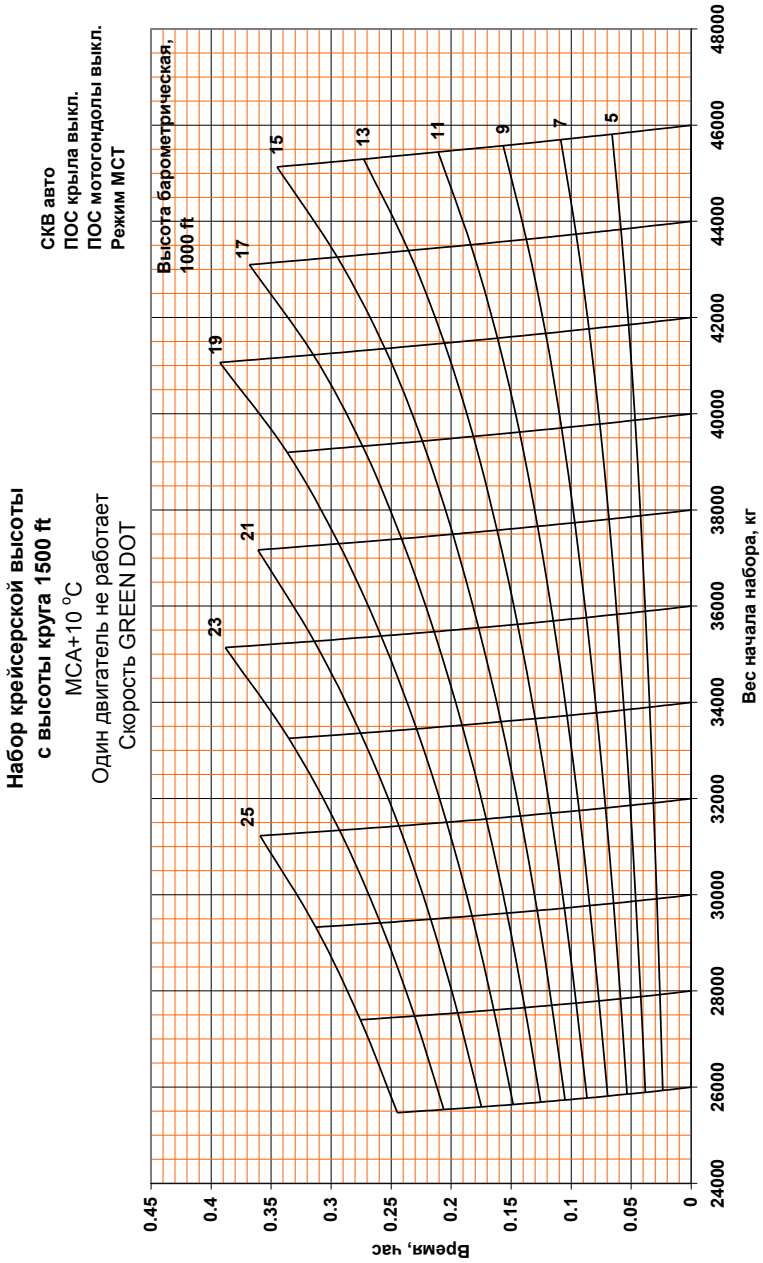


Рисунок 4.11. 58

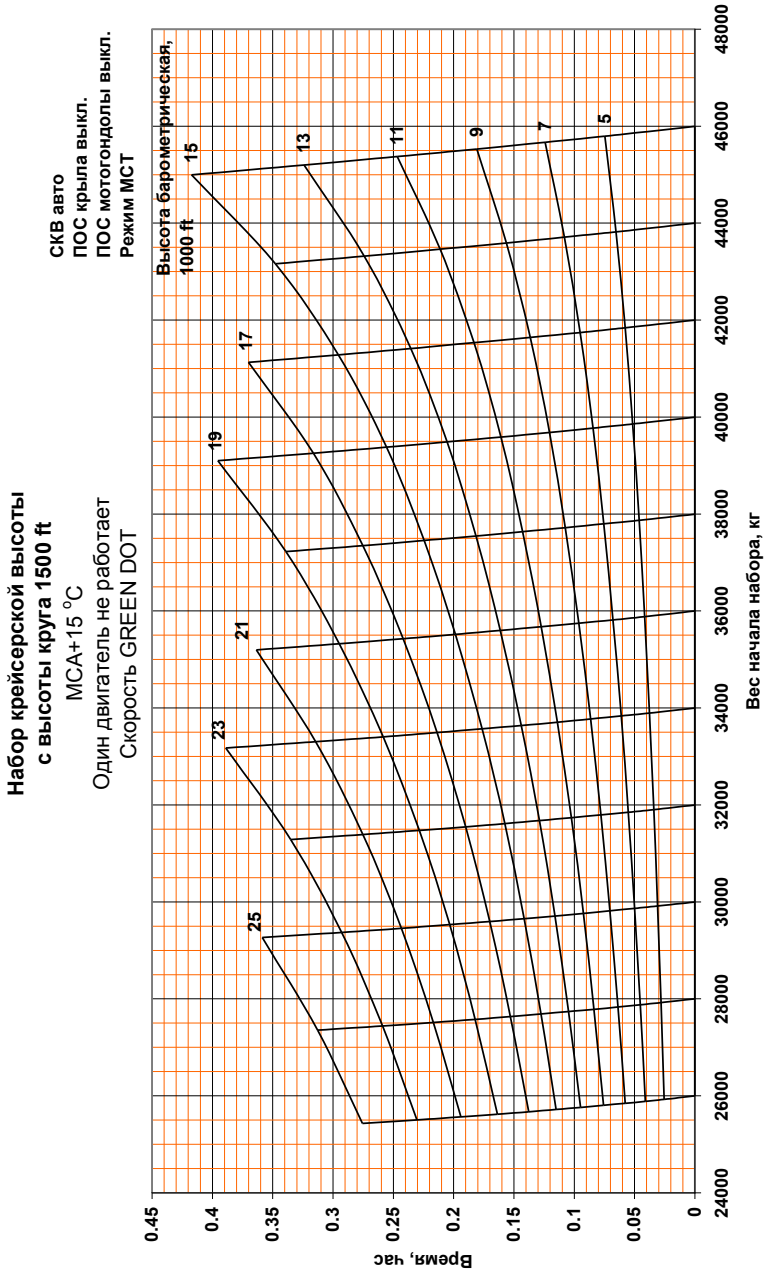


Рисунок 4.11. 59

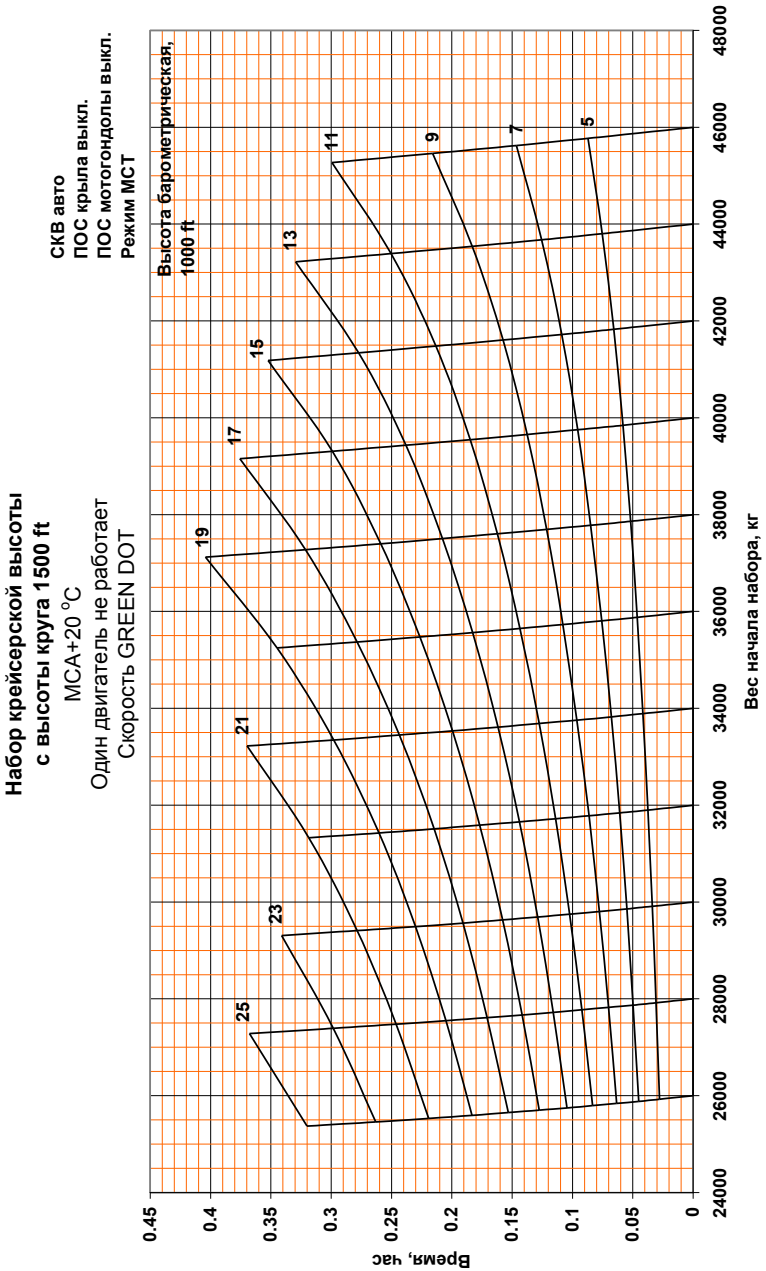


Рисунок 4.11. 60

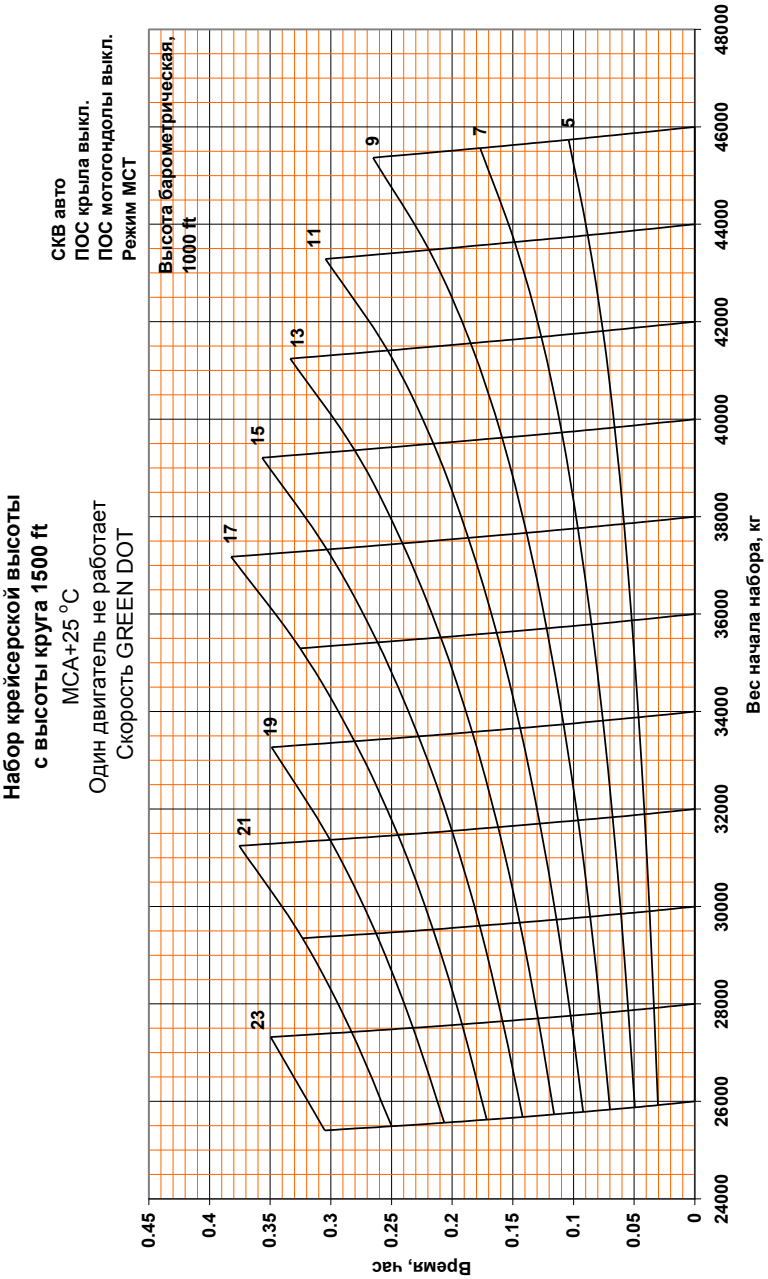


Рисунок 4.11. 61

Топливо. Снижение с высоты крейсерского полета
Действительно для всех температур

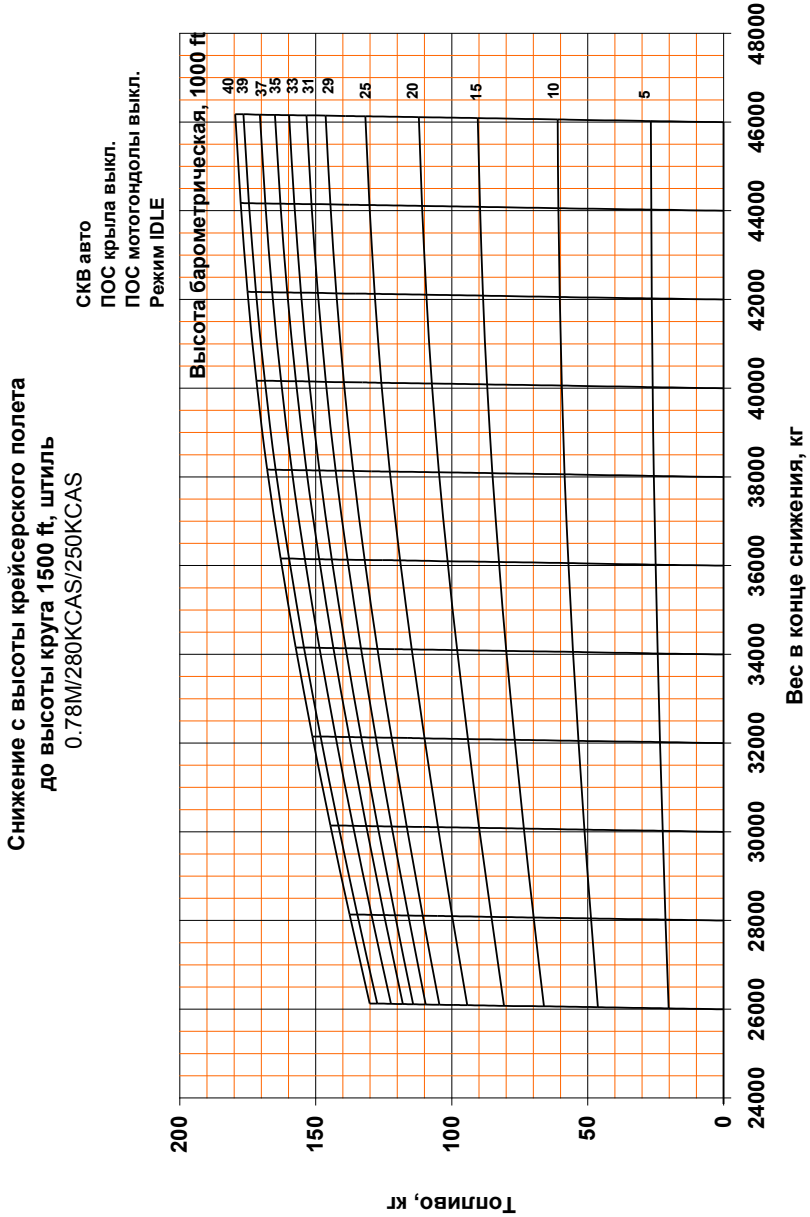


Рисунок 4.11. 62

Дистанция. Снижение с высоты крейсерского полета
Действительно для всех температур

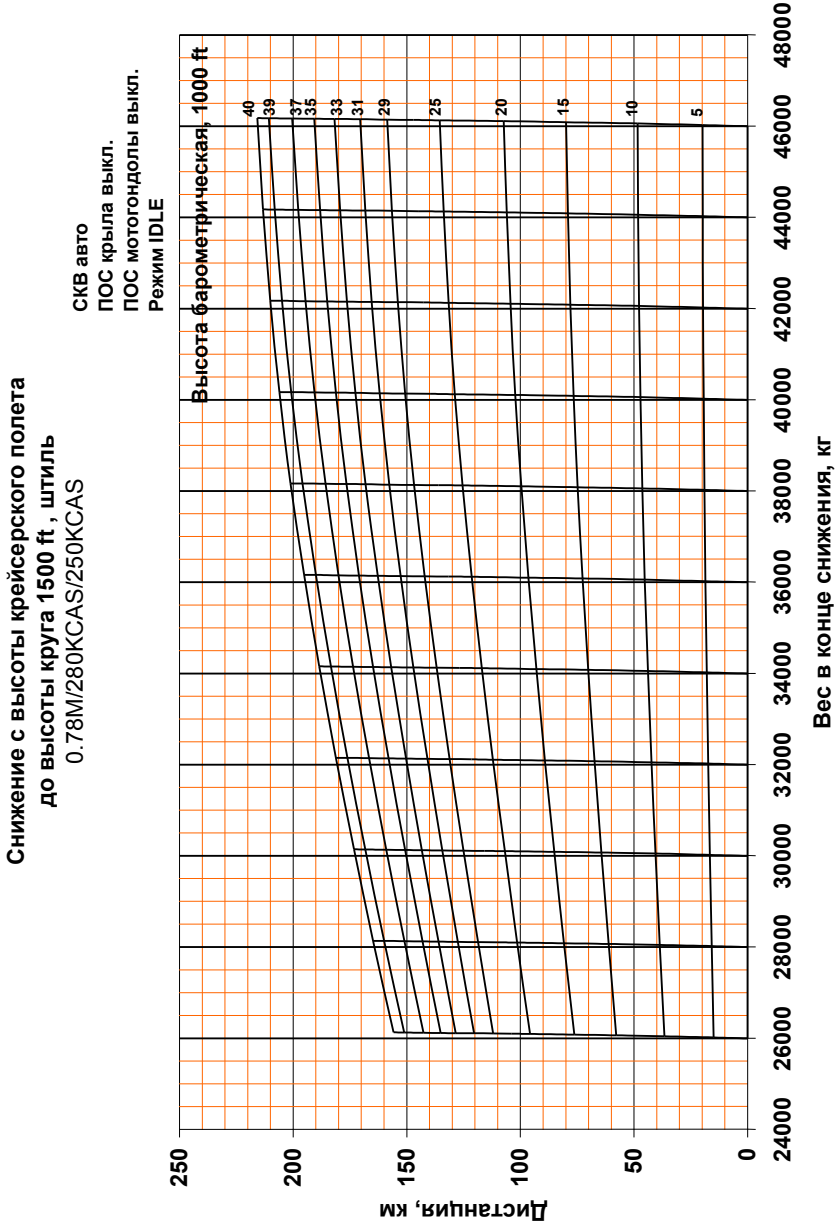


Рисунок 4.11. 63

Время. Снижение с высоты крейсерского полета
Действительно для всех температур

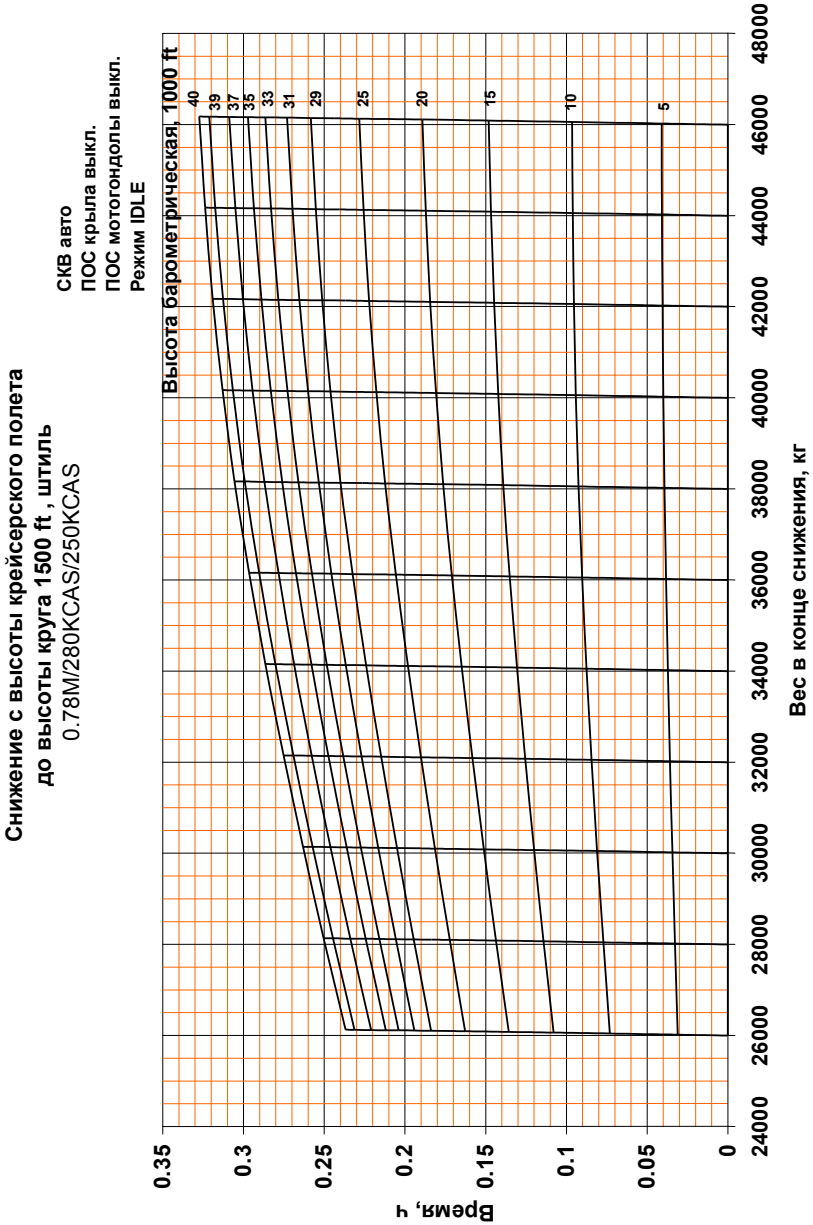


Рисунок 4.11. 64

Удельная дальность

Для коррекции на температуру, отличную от МСА, использовать таблицу температурных коэффициентов 4.11.3

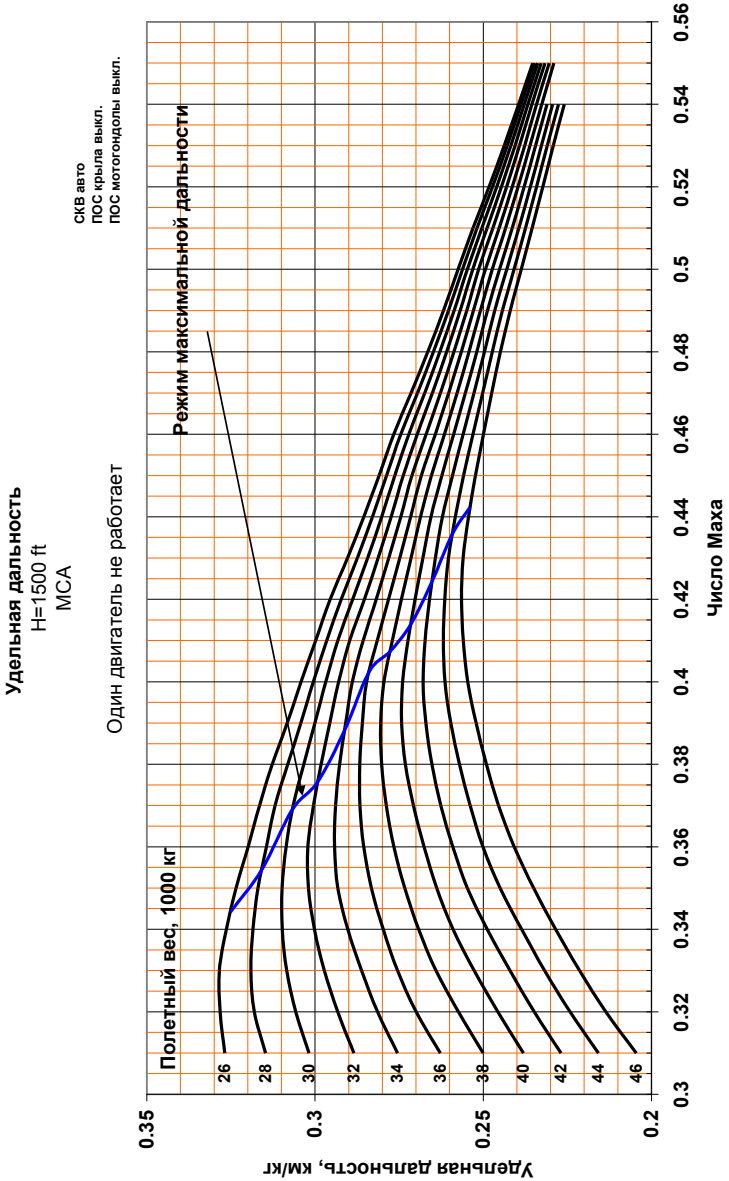


Рисунок 4.11. 65

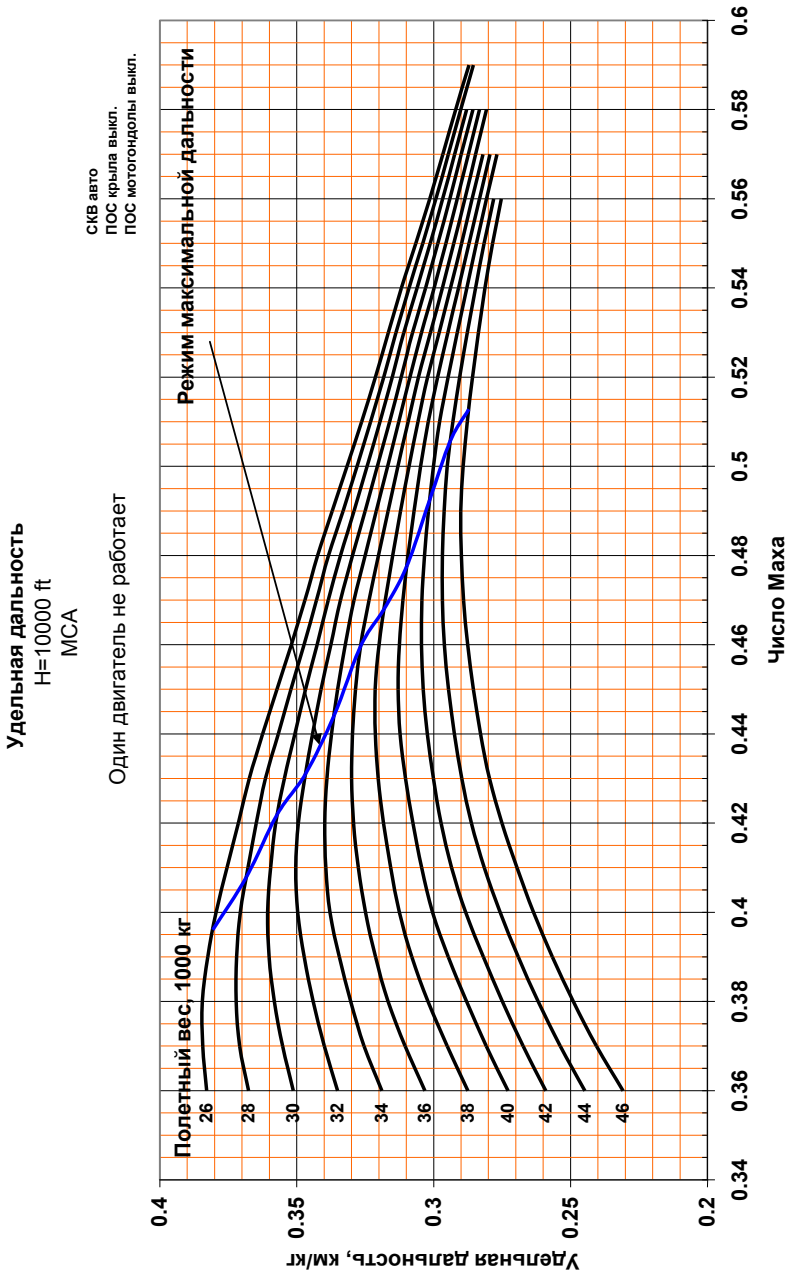


Рисунок 4.11. 66

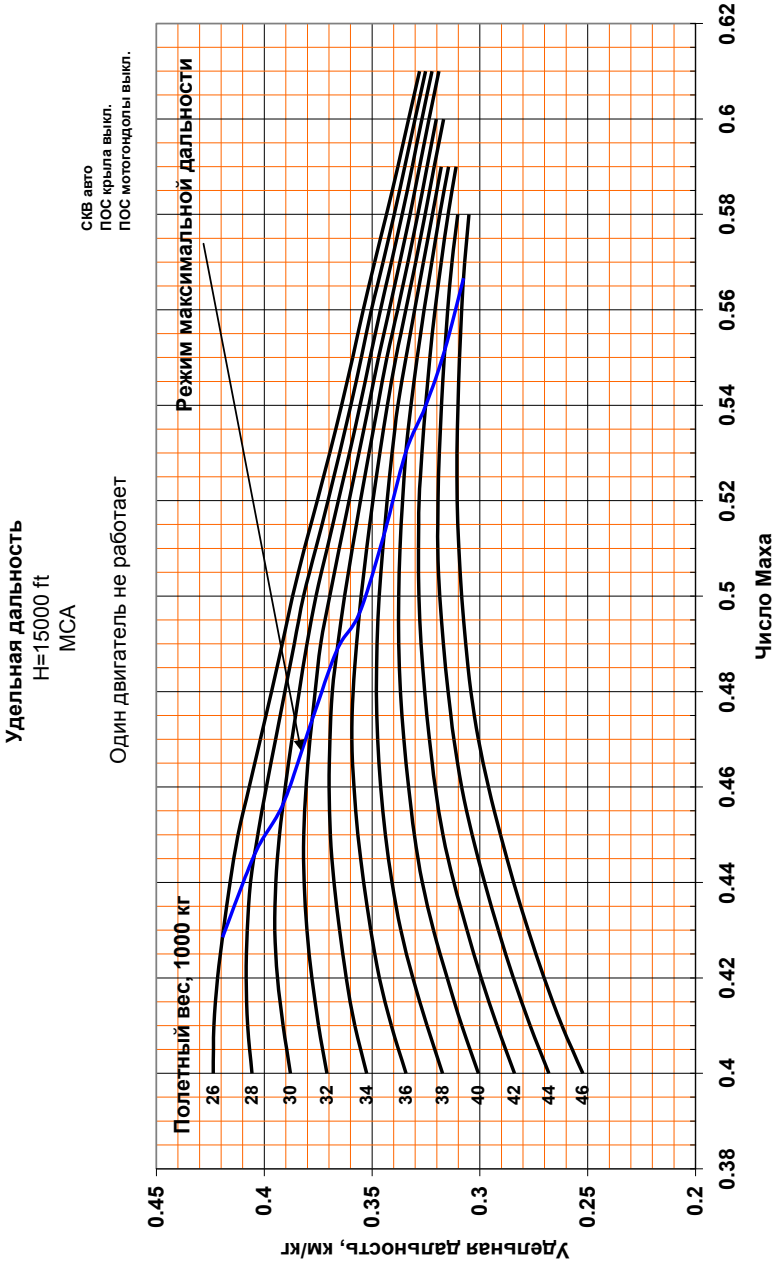


Рисунок 4.11. 67

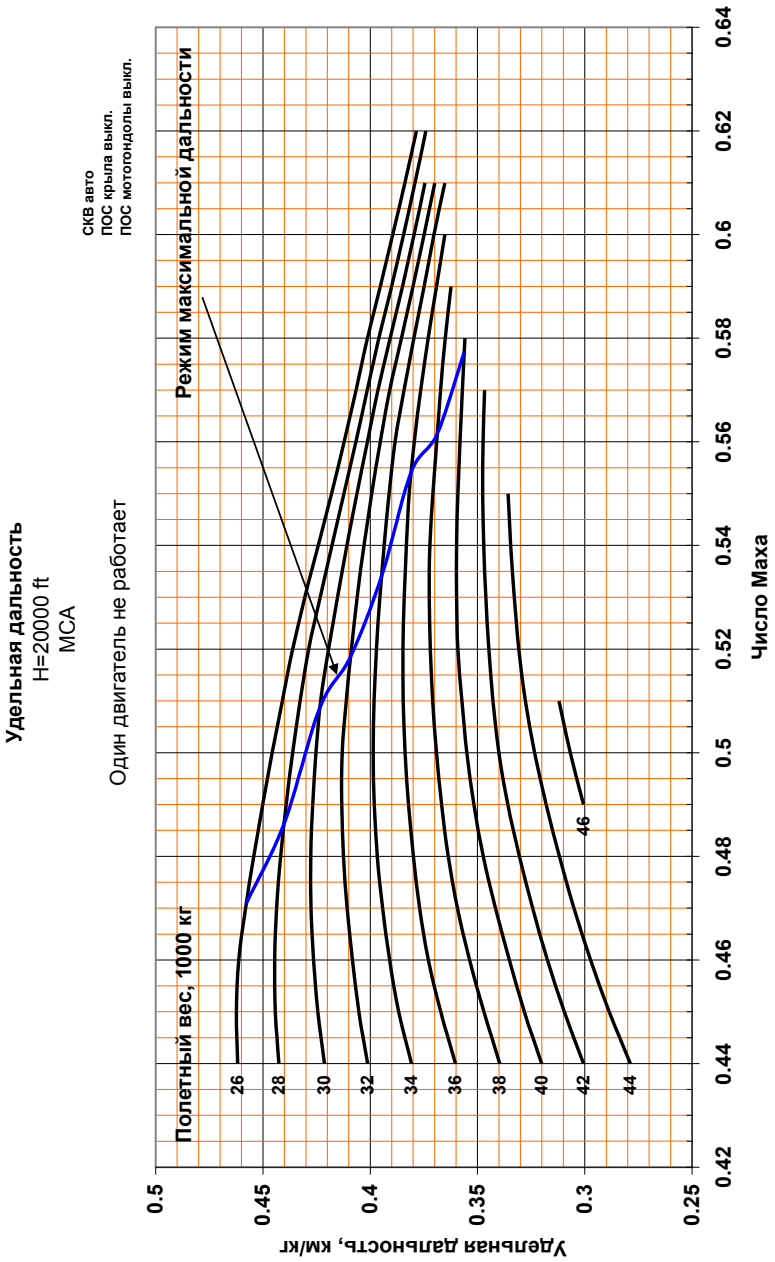


Рисунок 4.11. 68

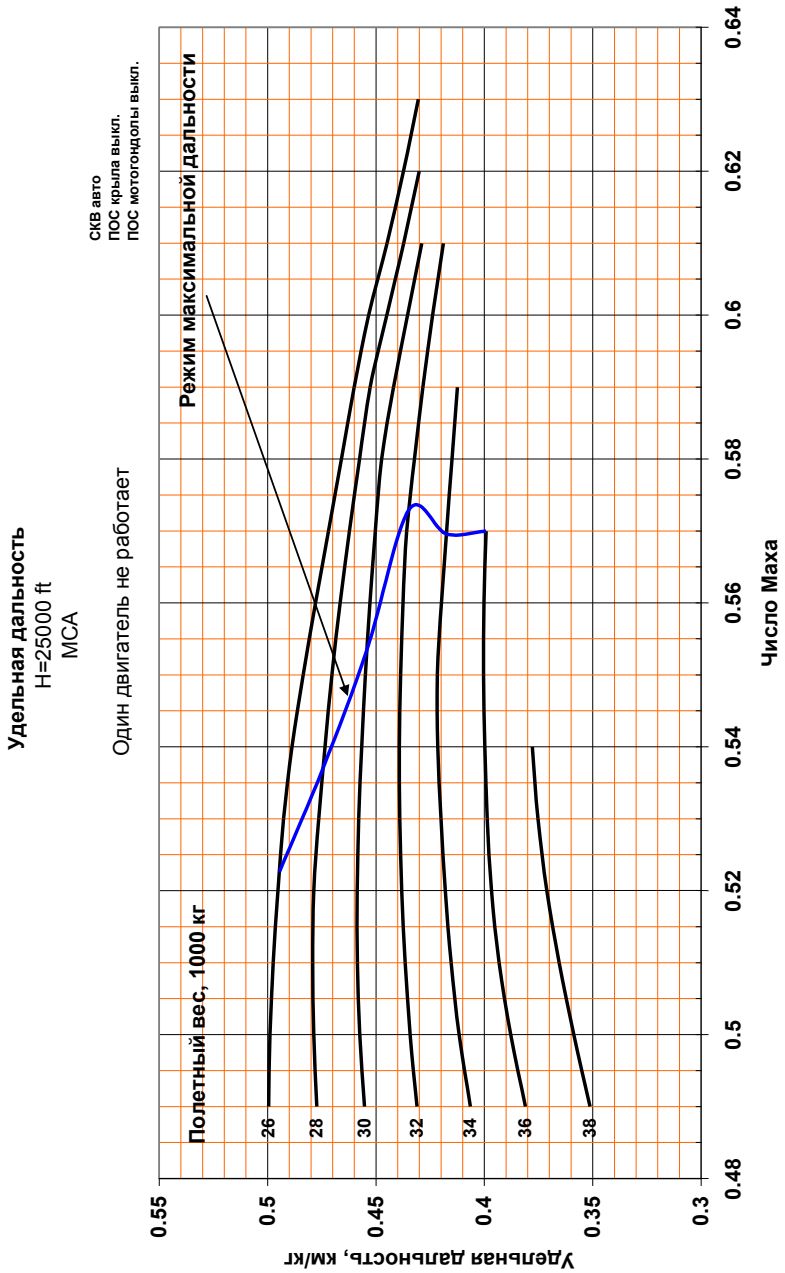


Рисунок 4.11. 69

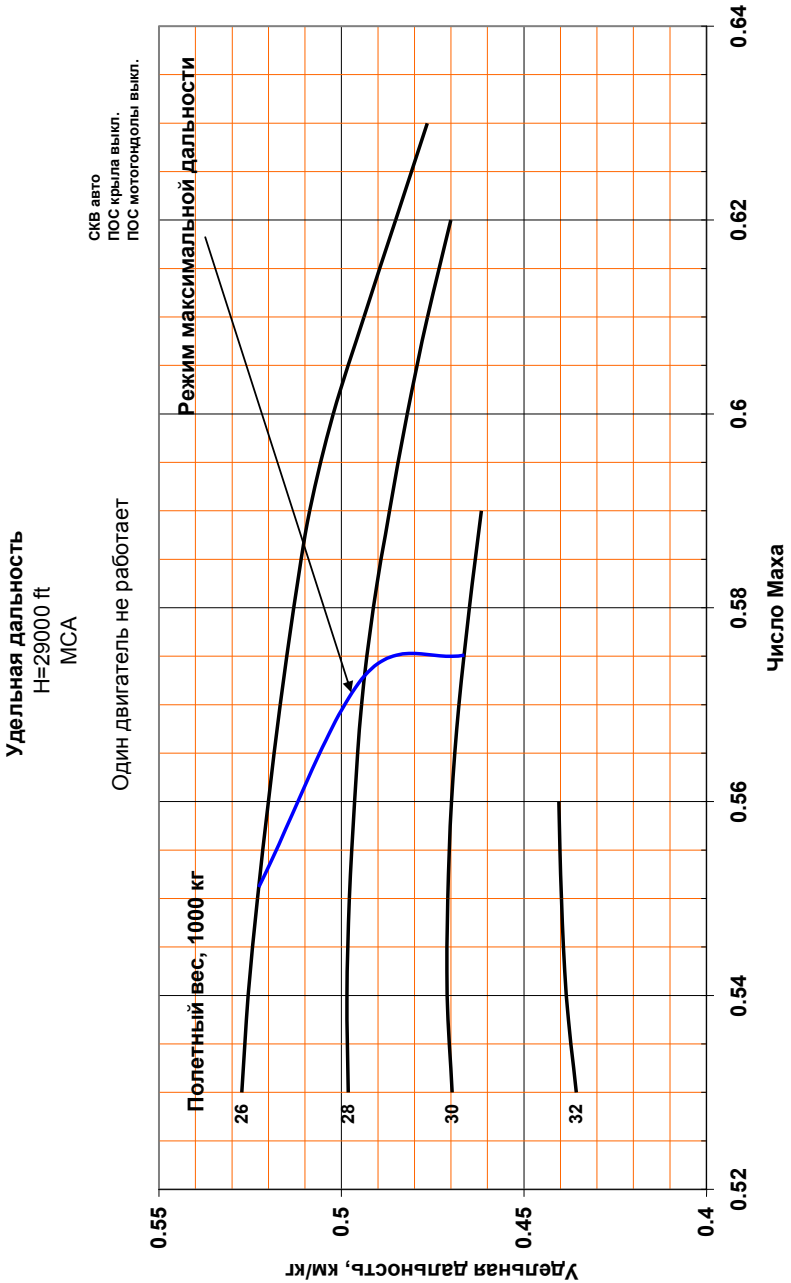


Рисунок 4.11. 70

Температурные коэффициенты для удельных дальностей 1 дв.

H, ft	K (МСА+10)	K (МСА+15)
1500	0.9951	0.9928
5000	0.9949	0.9924
10000	0.9945	0.9925
15000	0.9946	0.9931
20000	0.9944	0.9920
25000	0.9941	0.9920

Таблица 4.11. 3

Максимальная высота полета

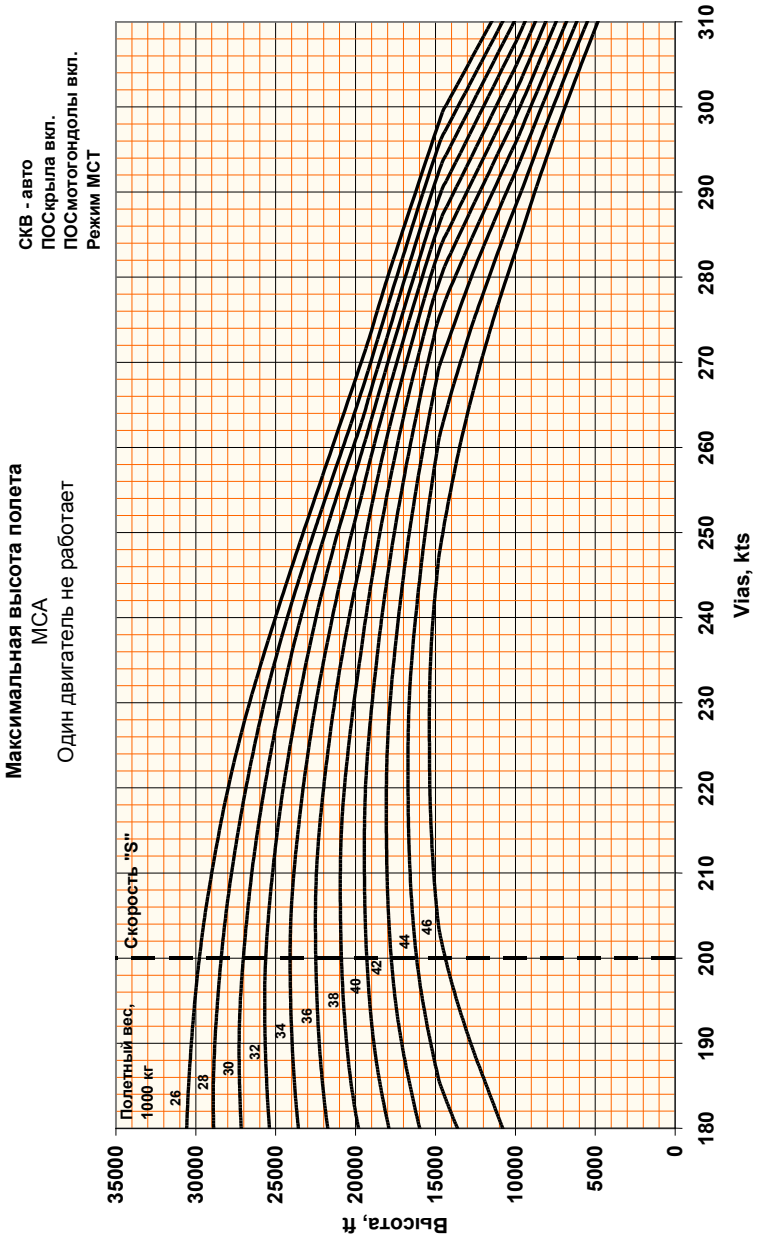


Рисунок 4.11. 71

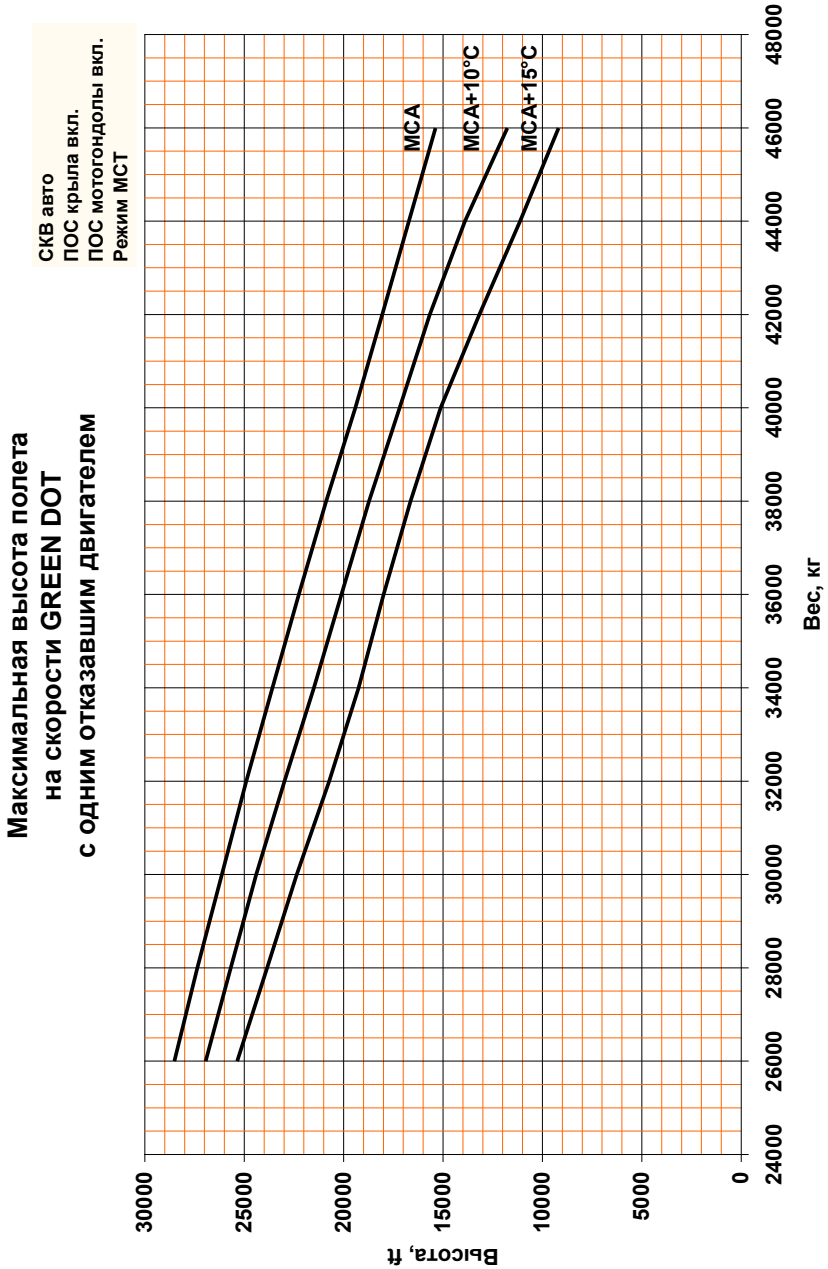


Рисунок 4.11. 72

Часовой расход топлива

Для коррекции на температуру, отличную от МСА, использовать таблицу температурных коэффициентов 4.11.4

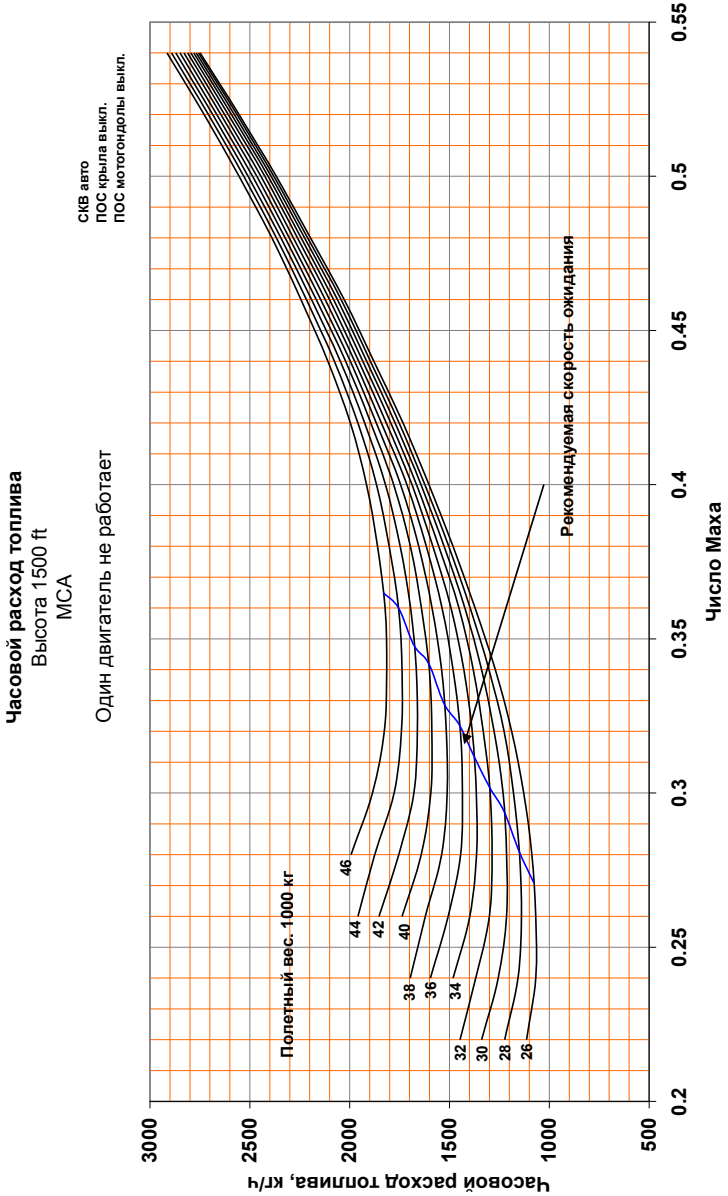


Рисунок 4.11. 73

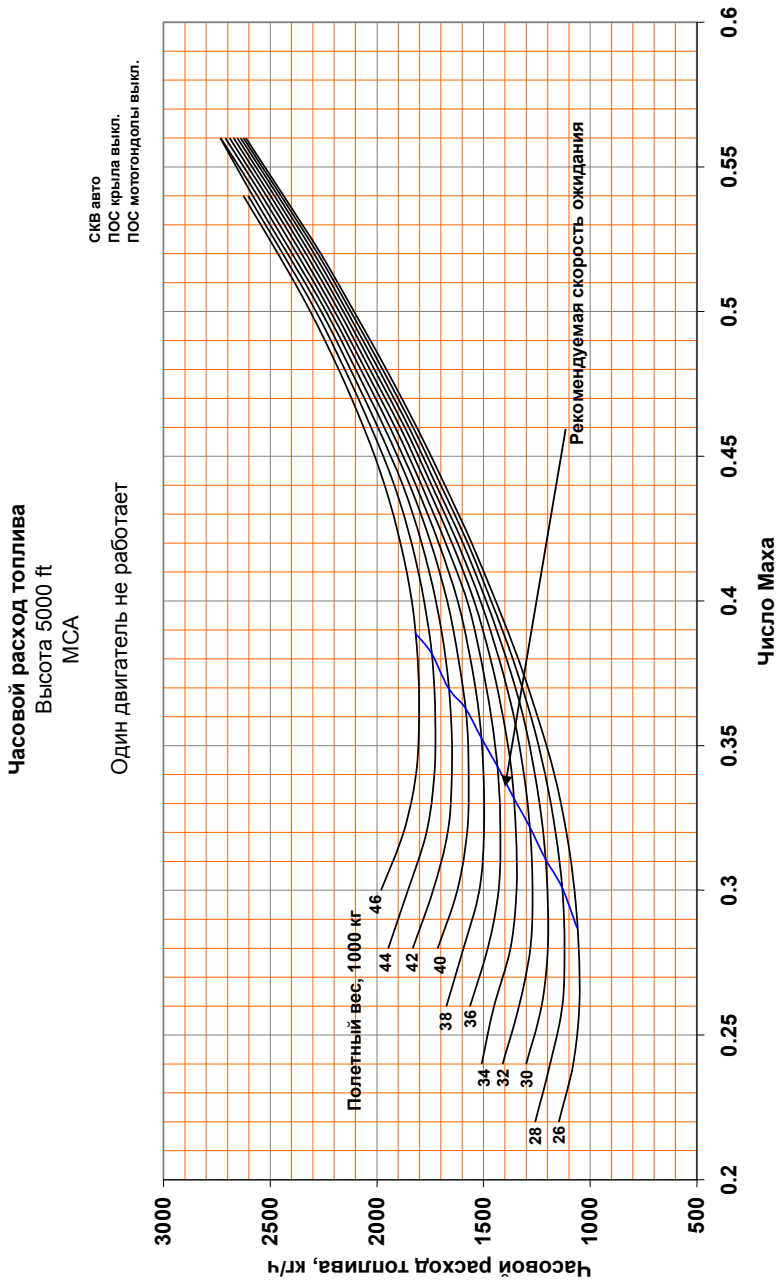


Рисунок 4.11. 74

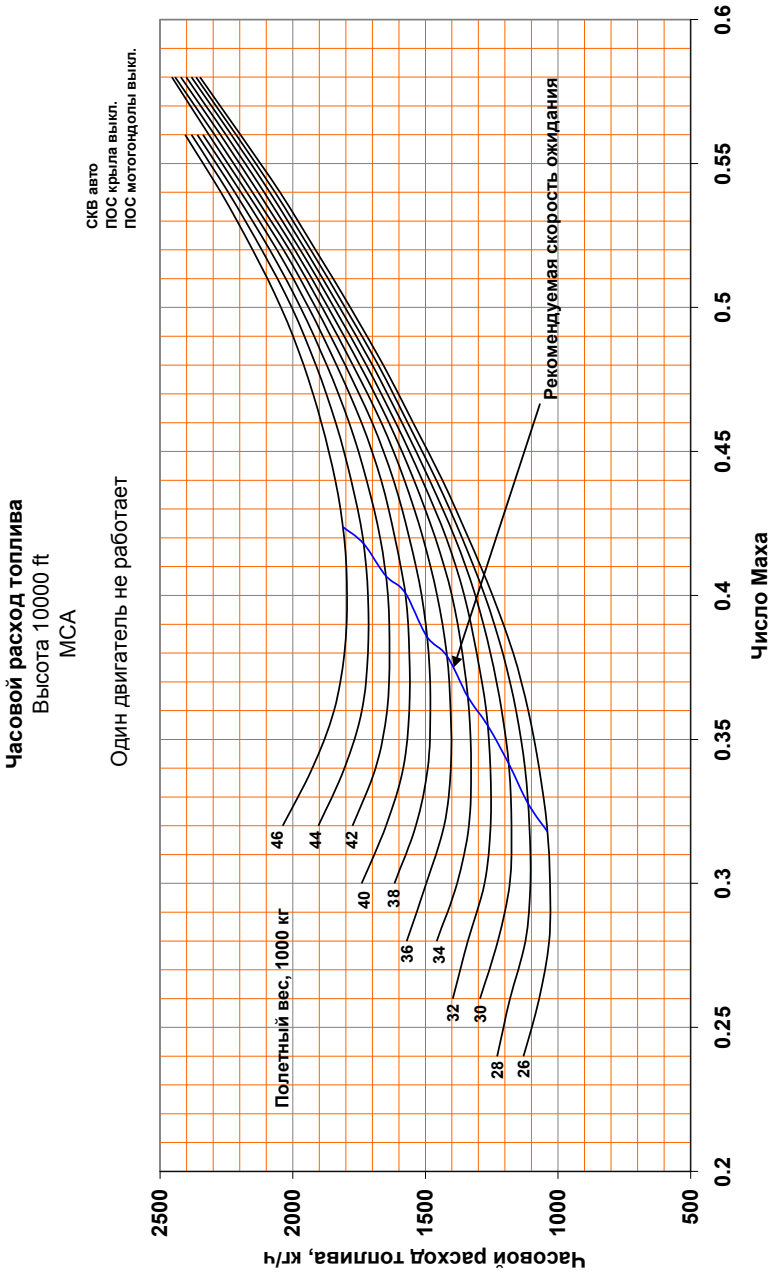


Рисунок 4.11. 75

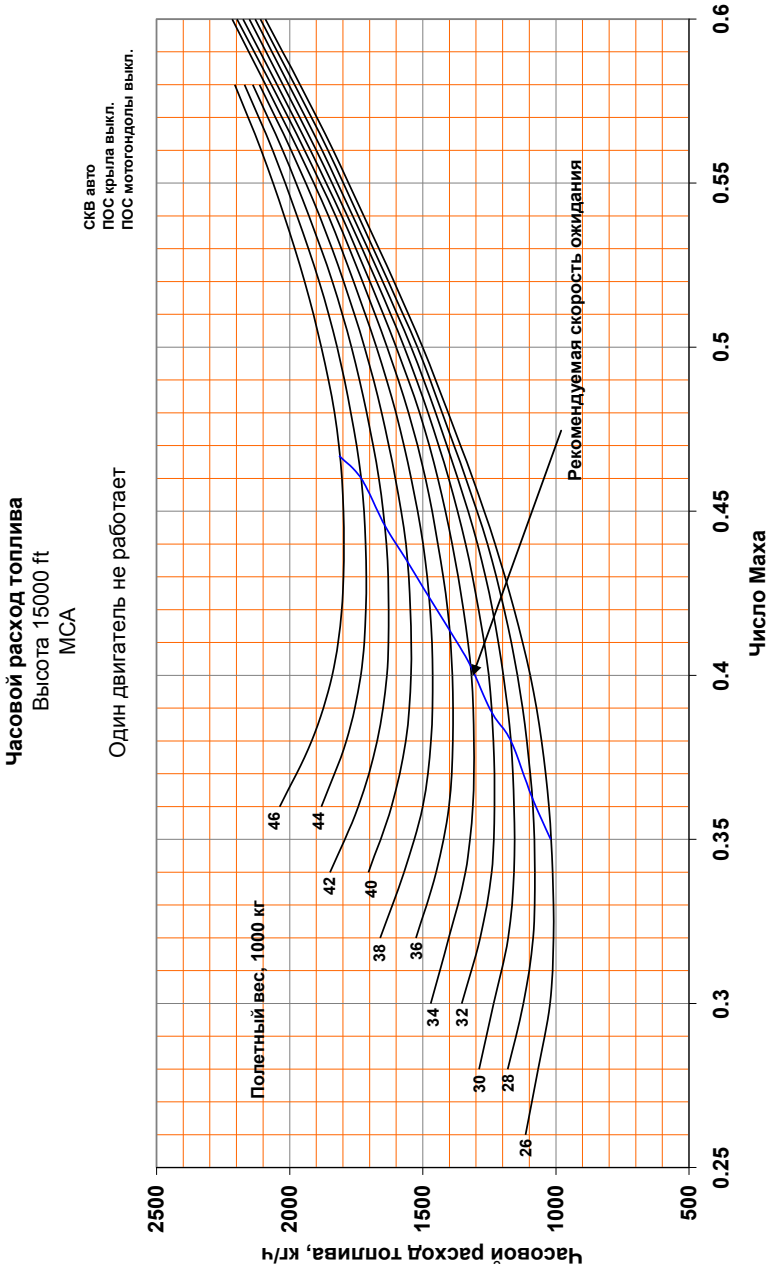


Рисунок 4.11. 76

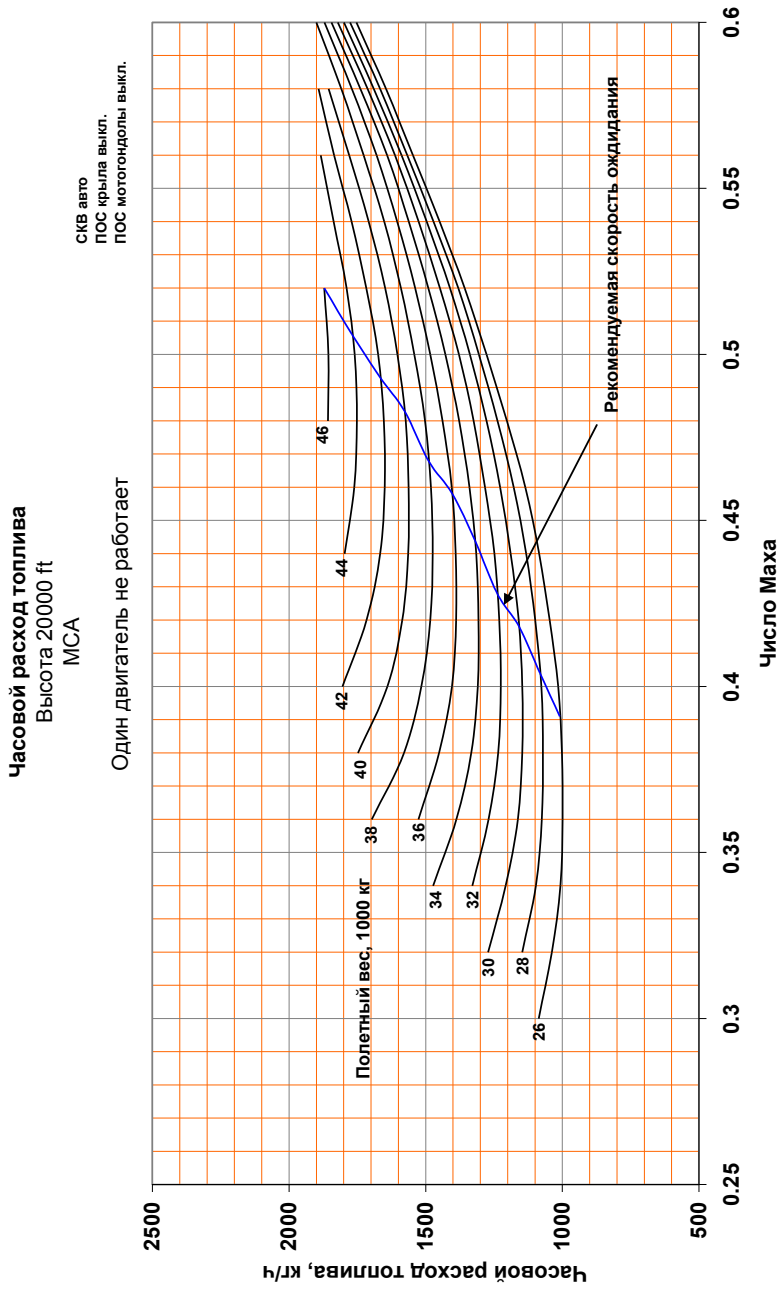


Рисунок 4.11. 77

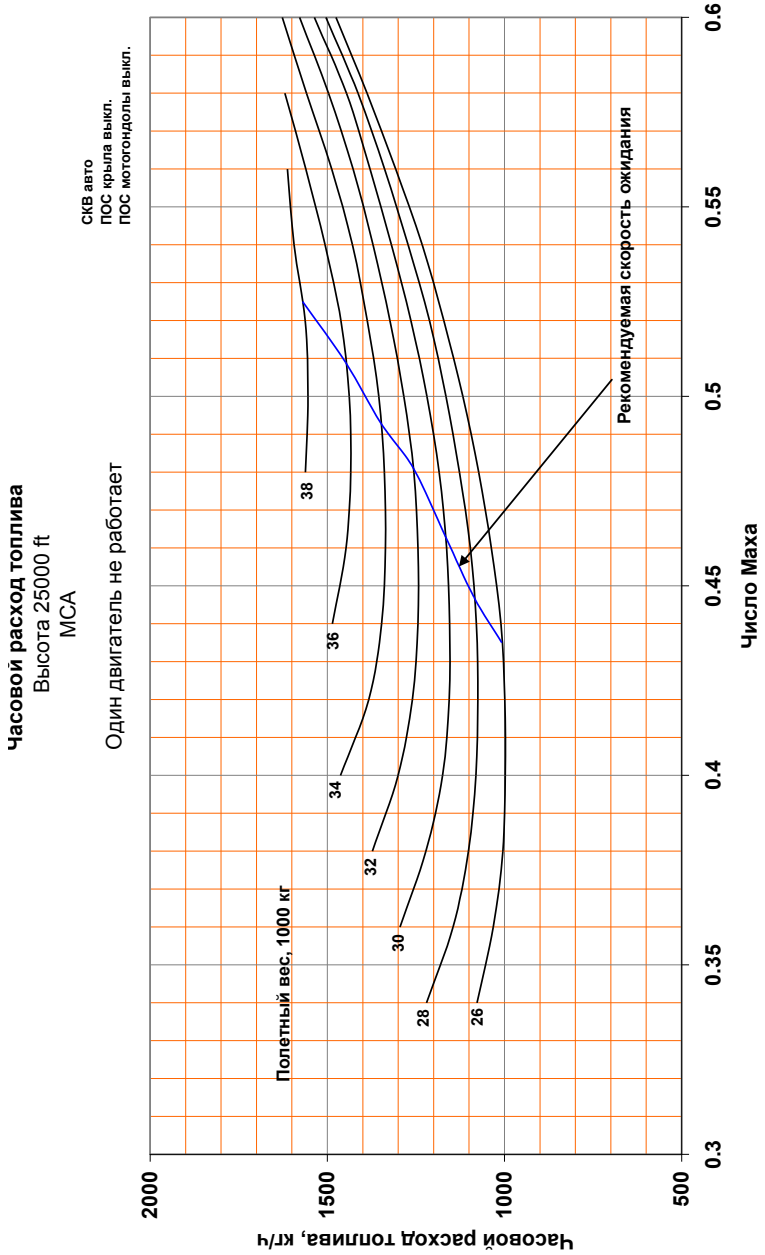


Рисунок 4.11. 78

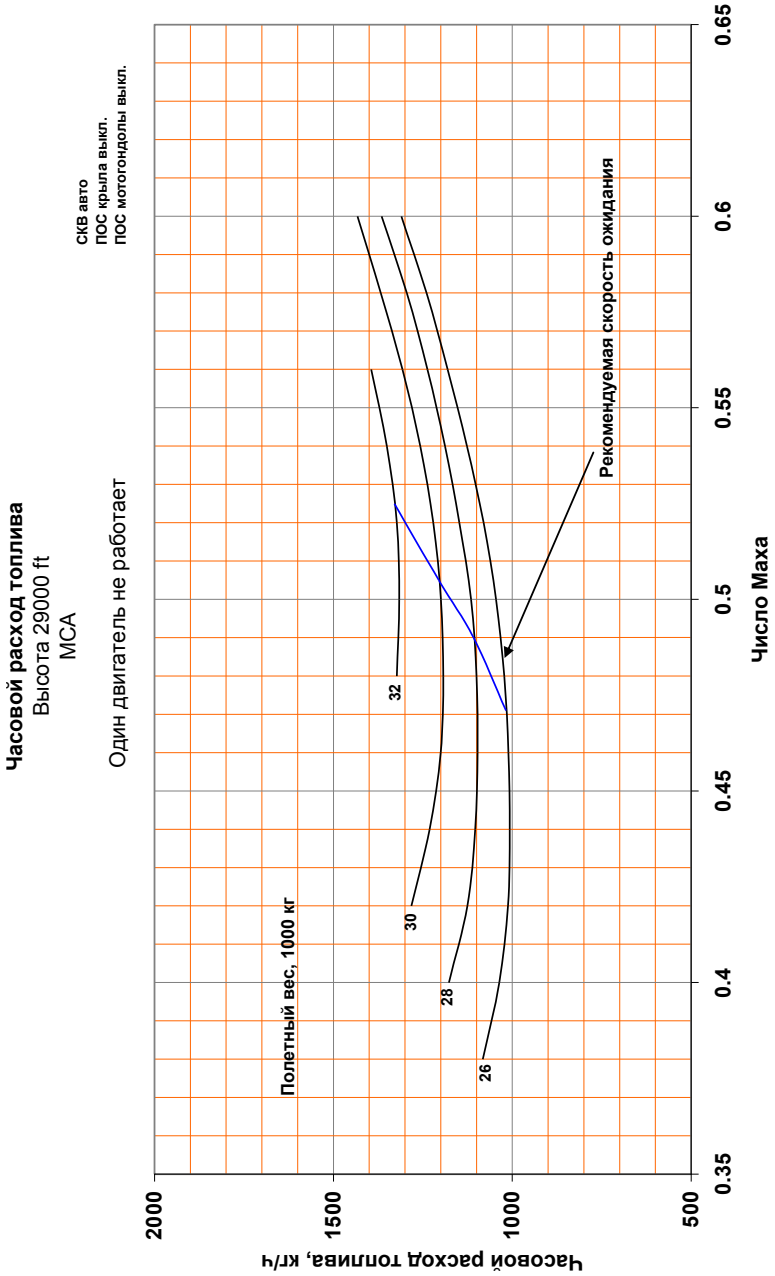


Рисунок 4.11. 79

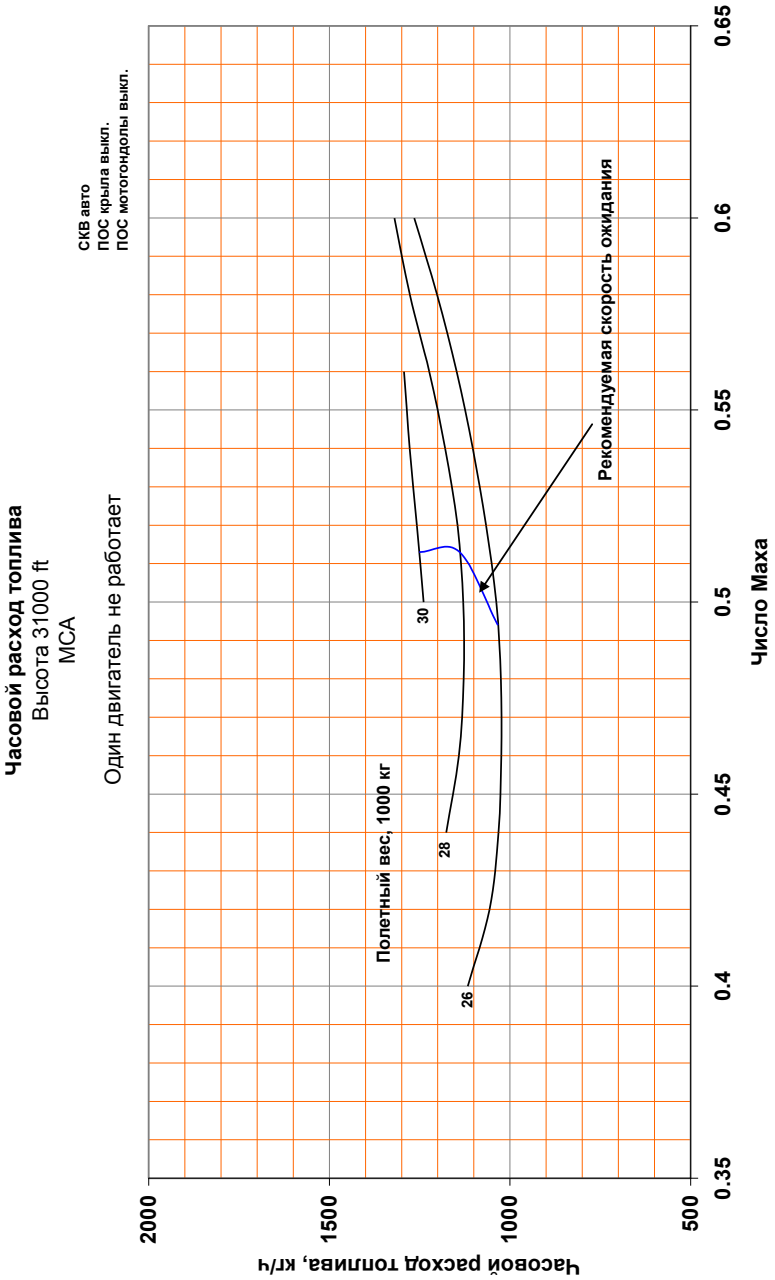


Рисунок 4.11. 80

Температурные коэффициенты для часовых расходов 1 дв.

H, ft	K (МСА+10)	K (МСА+15)
1500	1.0225	1.0337
5000	1.0231	1.0344
10000	1.0238	1.0356
15000	1.0253	1.0363
20000	1.0248	1.0367
25000	1.0255	1.0372
29000	1.0261	1.0383
31000	1.0264	1.0390

Таблица 4.11. 4

4.11.02 ПОЛЁТ ДО ЗАПАСНОГО АЭРОДРОМА

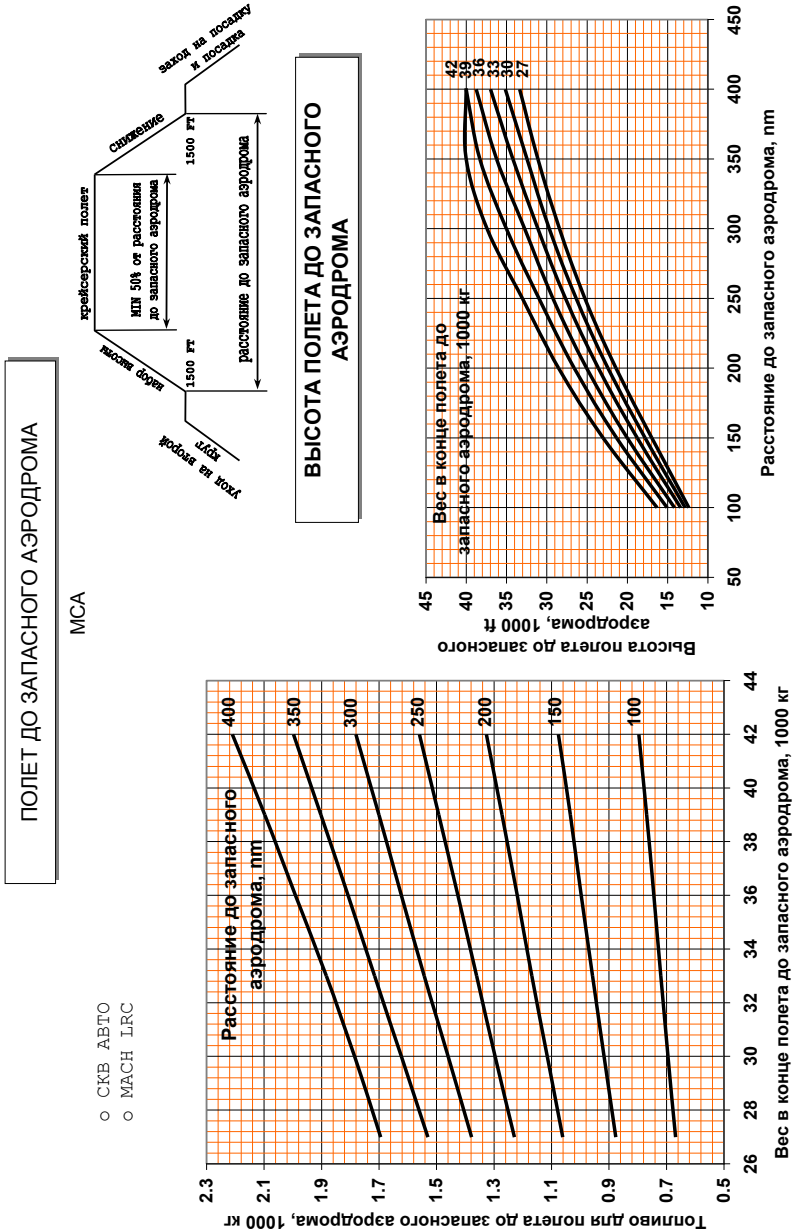


Рисунок 4.11. 81

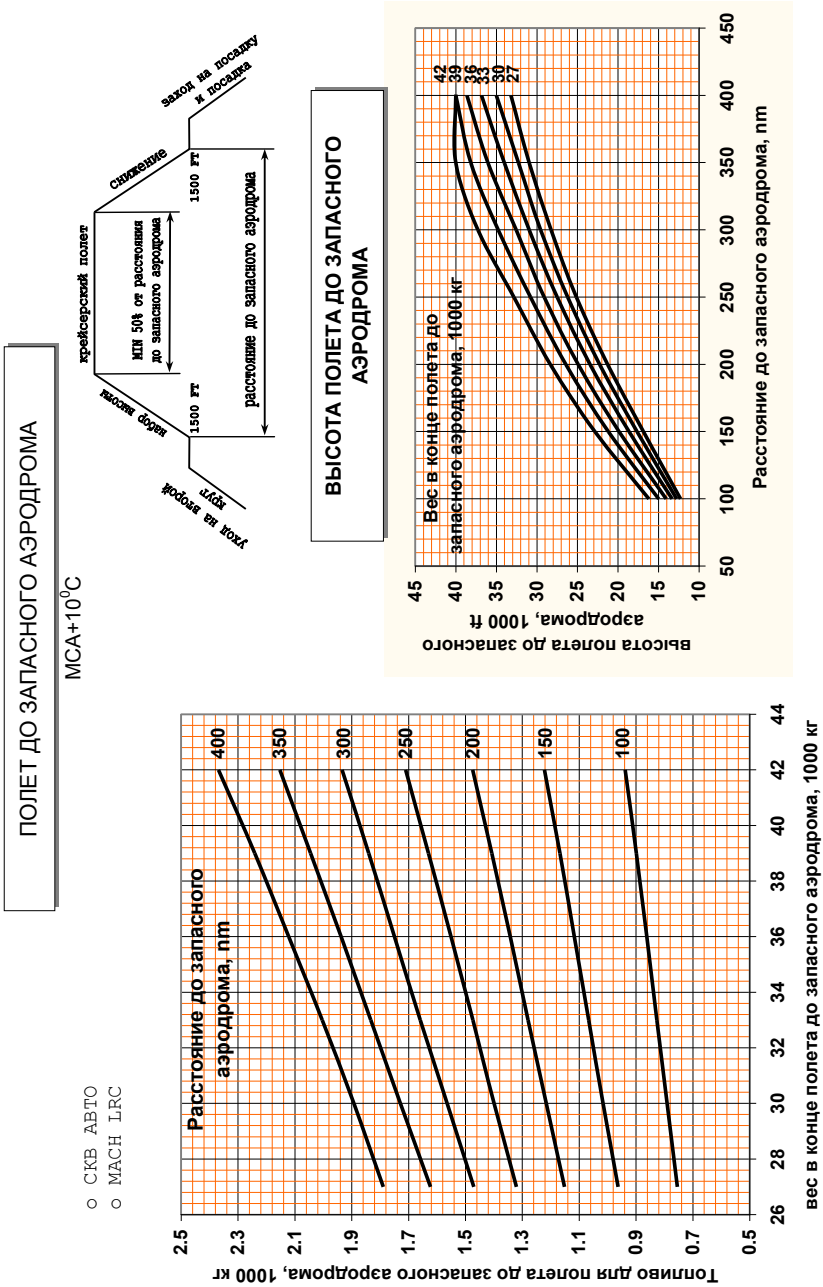


Рисунок 4.11. 82

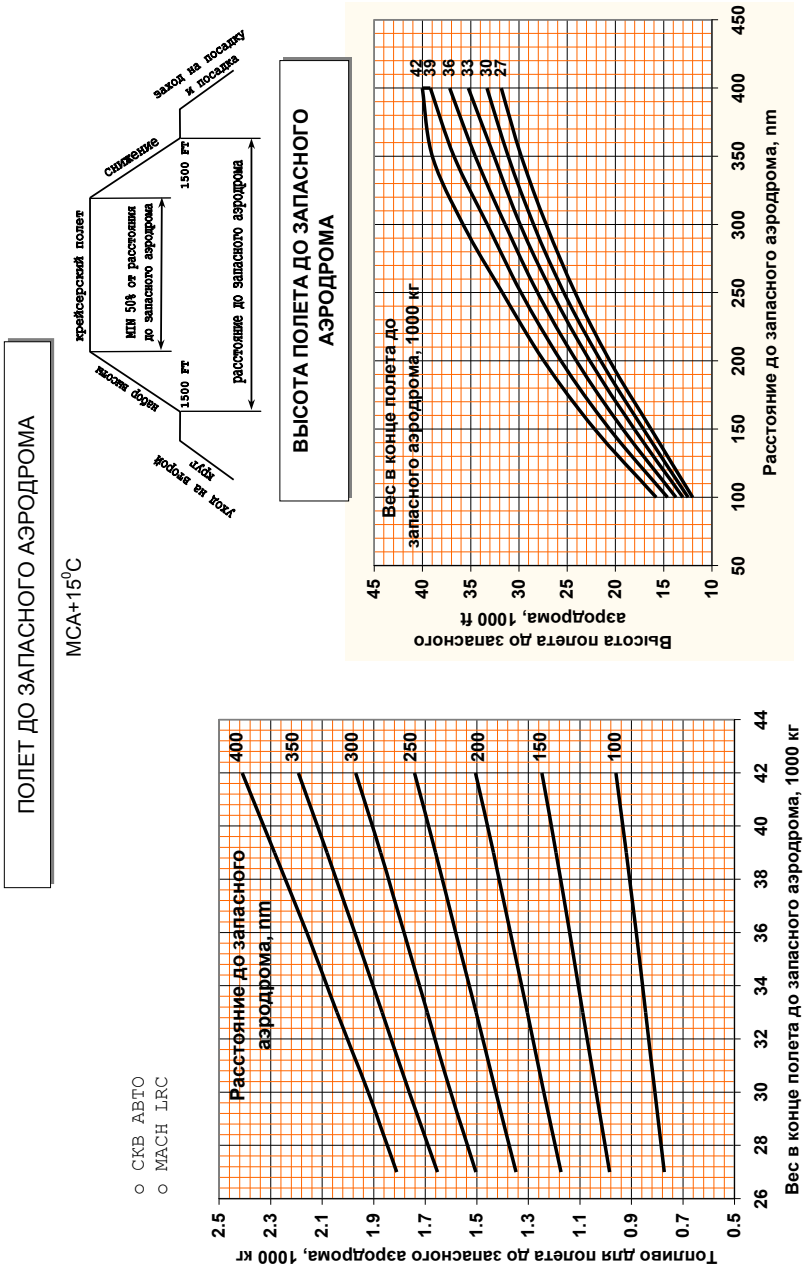


Рисунок 4.11. 83

4.15.00 СВОДКА ХАРАКТЕРНЫХ СКОРОСТЕЙ ПОЛЕТА

4.15.01 СКОРОСТЬ СВАЛИВАНИЯ

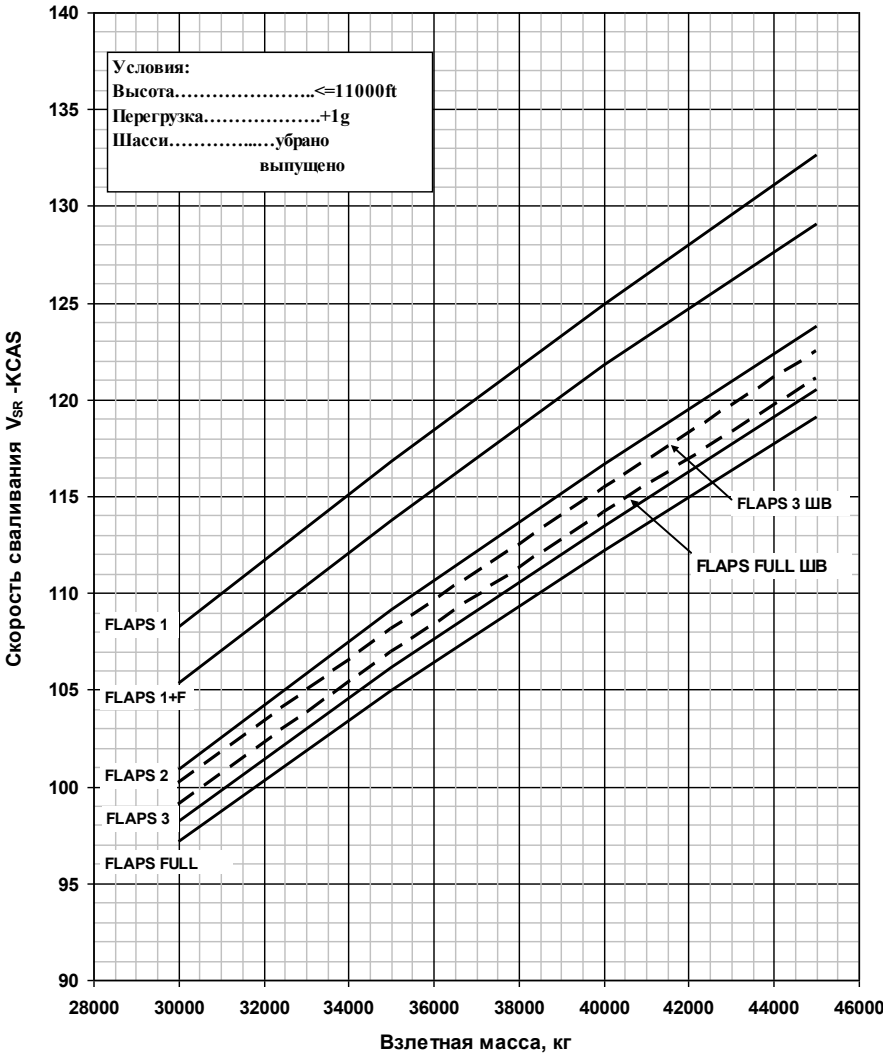


Рисунок 4.15. 1

Скорость сваливания VSR для конфигурации FLAPS 0

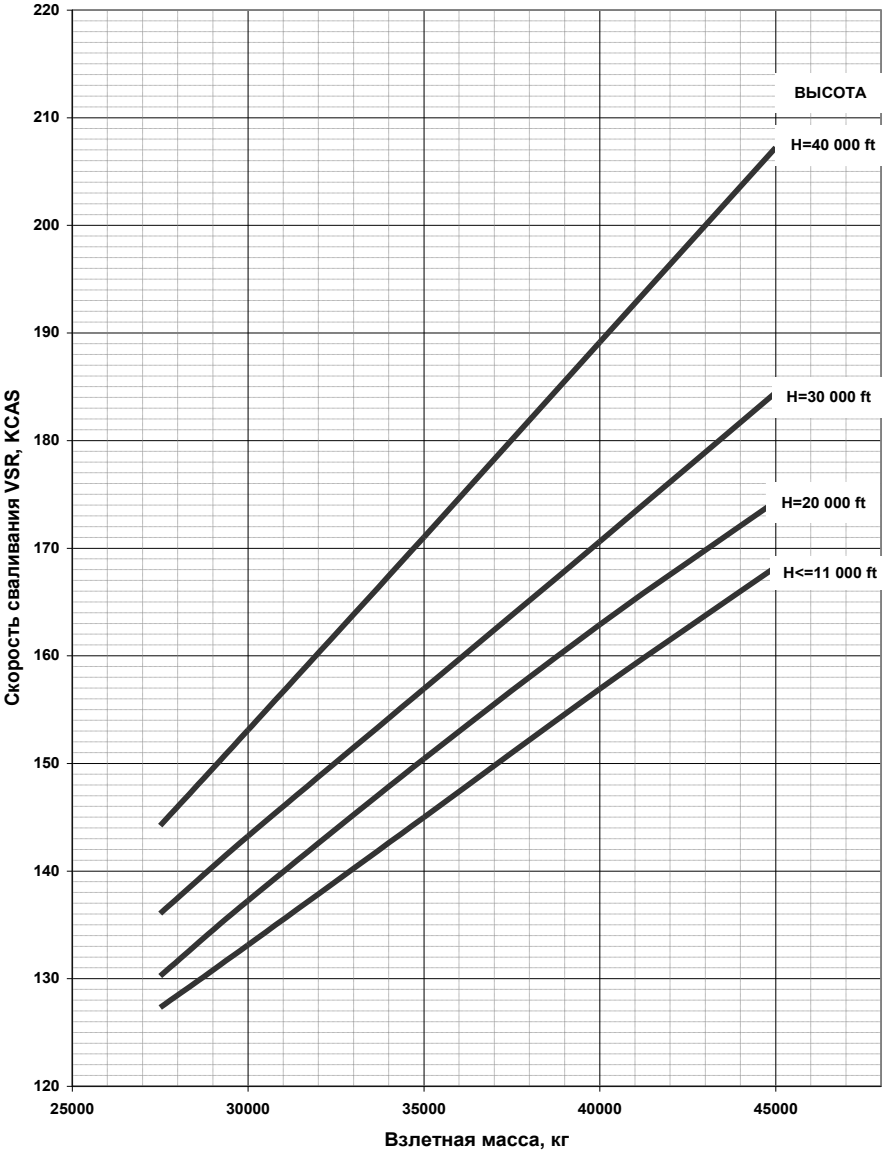


Рисунок 4.15. 2

Скорость сваливания Vsr для конфигурации 1

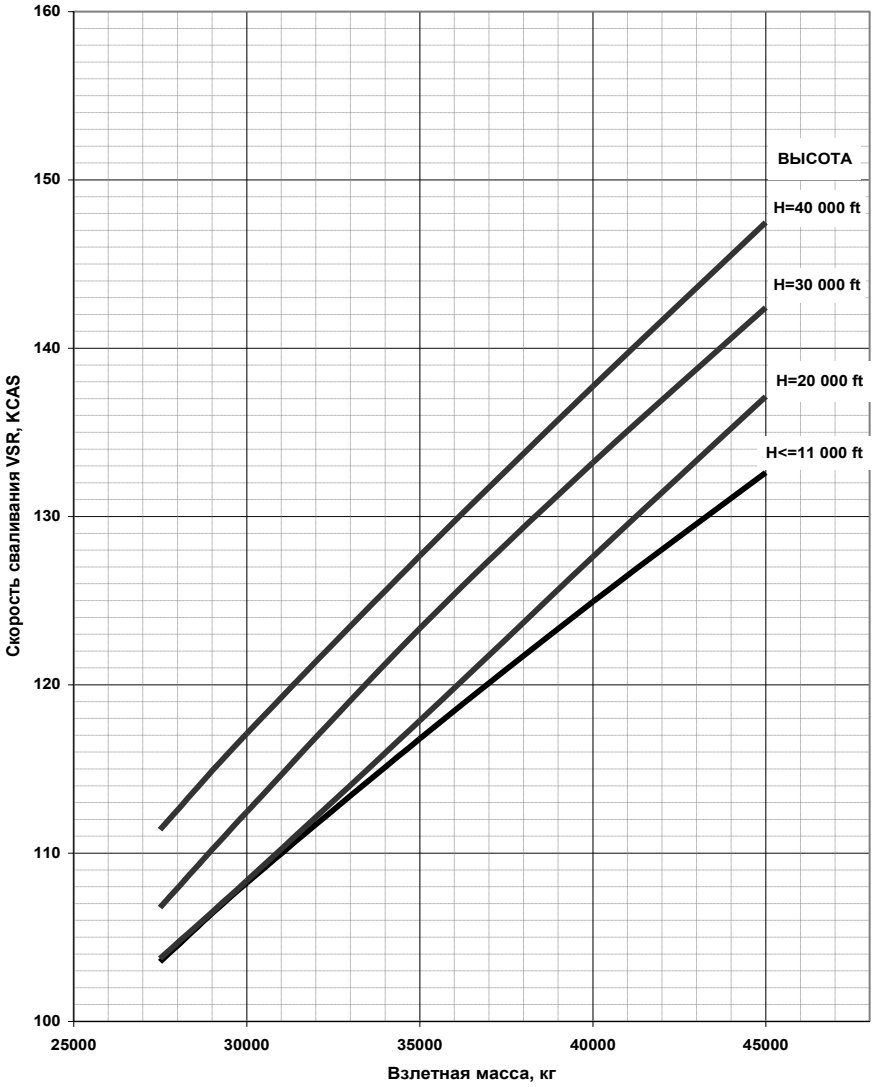


Рисунок 4.15. 3

4.15.02 МИНИМАЛЬНО ДОПУСТИМАЯ СКОРОСТЬ ПОЛЕТА

(При полном отклонении БРУ на кабрирование).

Масса самолета, кг	V_{MIN}, kt					
	FLAPS 0	FLAPS 1	FLAPS 1+F	FLAPS 2	FLAPS 3	FLAPS FULL
24000	135	118	104	96	94	92
26000	141	122	108	100	98	96
28000	146	127	112	104	102	99
30000	151	131	116	107	106	103
32000	156	136	120	111	109	106
34000	161	140	124	114	113	109
36000	166	144	127	118	116	113
38000	171	148	131	121	119	116
40000	175	152	134	124	122	119
42000	180	156	138	127	125	122
44000	184	159	141	130	128	125
46000	189	163	144	133	131	127

Таблица 4.15. 1

ПРИМЕЧАНИЕ:

Скорости сваливания и минимальные скорости полета, соответствуют скоростям полета самолета с убранными интерцепторами и не зависят от положения шасси там где это специально не указано.

4.15.03 СКОРОСТЬ V_{REF}

Режим СДУ – Direct Mode.

	Vref, kt					
Масса самолета, кг	FLAPS 0	FLAPS 1	FLAPS 1+F	FLAPS 2	FLAPS 3	FULL
24000	152	132	118	116	114	112
26000	158	138	122	118	118	115
28000	164	143	127	122	123	119
30000	170	148	131	127	127	123
32000	176	152	136	131	131	128
34000	181	156	140	135	135	131
36000	187	161	144	139	139	135
38000	192	165	148	142	143	139
40000	198	169	152	146	147	143
42000	203	173	156	150	150	146
44000	208	176	160	153	154	150
46000	212	180	164	157	157	153

Таблица 4.15. 2

Режим СДУ – Normal Mode

	Vref, kt					
Масса самолета, кг	FLAPS 0	FLAPS 1	FLAPS 1+F	FLAPS 2	FLAPS 3	FULL
24000	152	132	118	116	114	112
26000	158	138	122	118	118	115
28000	164	143	127	122	123	119
30000	170	148	131	127	127	123
32000	176	152	136	131	131	128
34000	181	156	140	135	135	131
36000	187	161	144	139	139	135
38000	192	165	148	142	143	139
40000	198	169	152	146	147	143
42000	203	173	156	150	150	146
44000	208	176	160	153	154	150
46000	212	180	164	157	157	153

Таблица 4.15. 3

Минимальная скорость захода на посадку в посадочных конфигурациях, (Normal procedure) СДУ – Normal Mode.

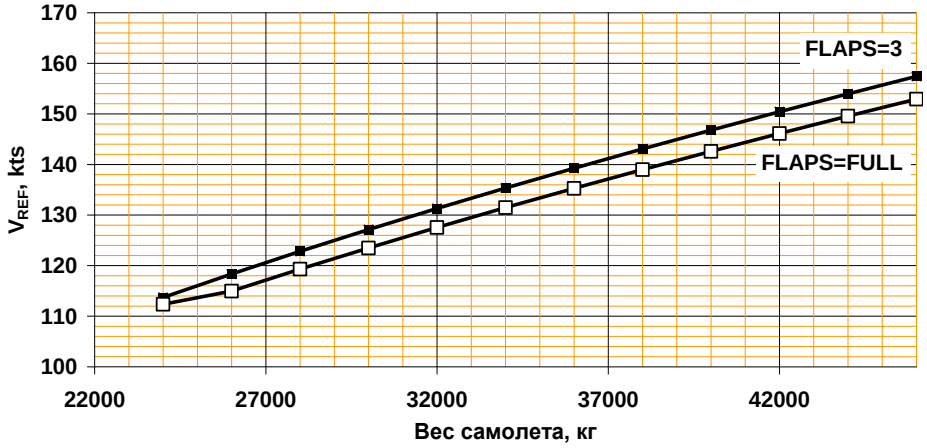


Рисунок 4.15. 4

Минимальная скорость захода на посадку в конфигурациях ожидания и взлетной, (Abnormal procedure) СДУ – Normal Mode.

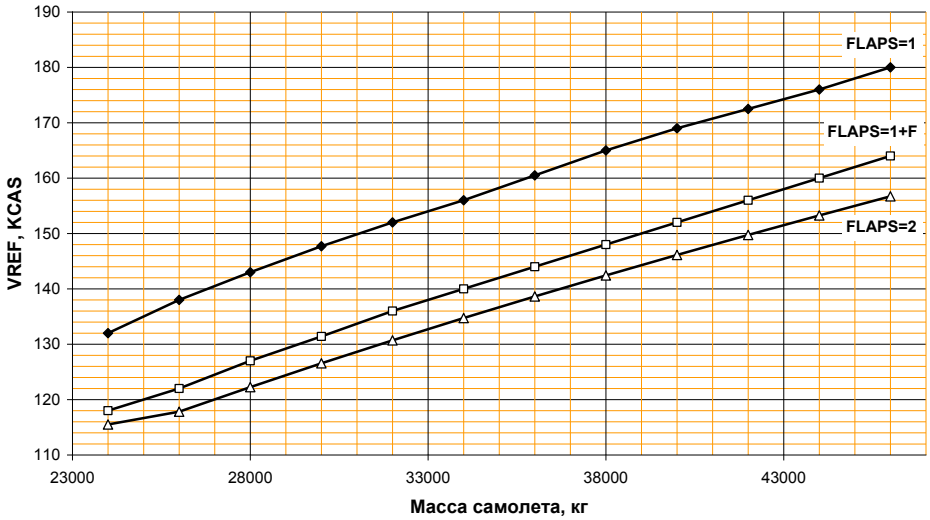


Рисунок 4.15. 5

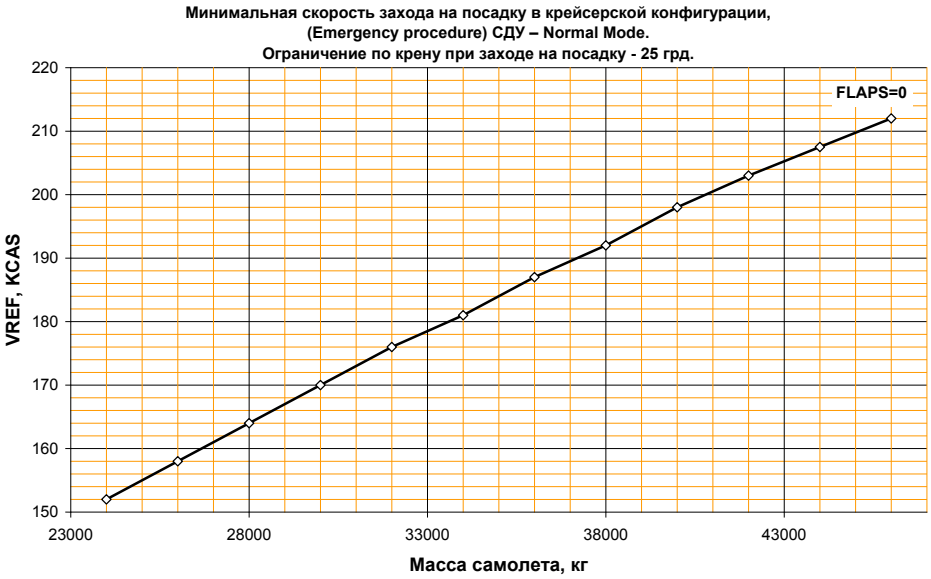


Рисунок 4.15. 6

4.15.04 СКОРОСТЬ КОНЕЧНОГО ЭТАПА ВЗЛЕТА V_{FTO}

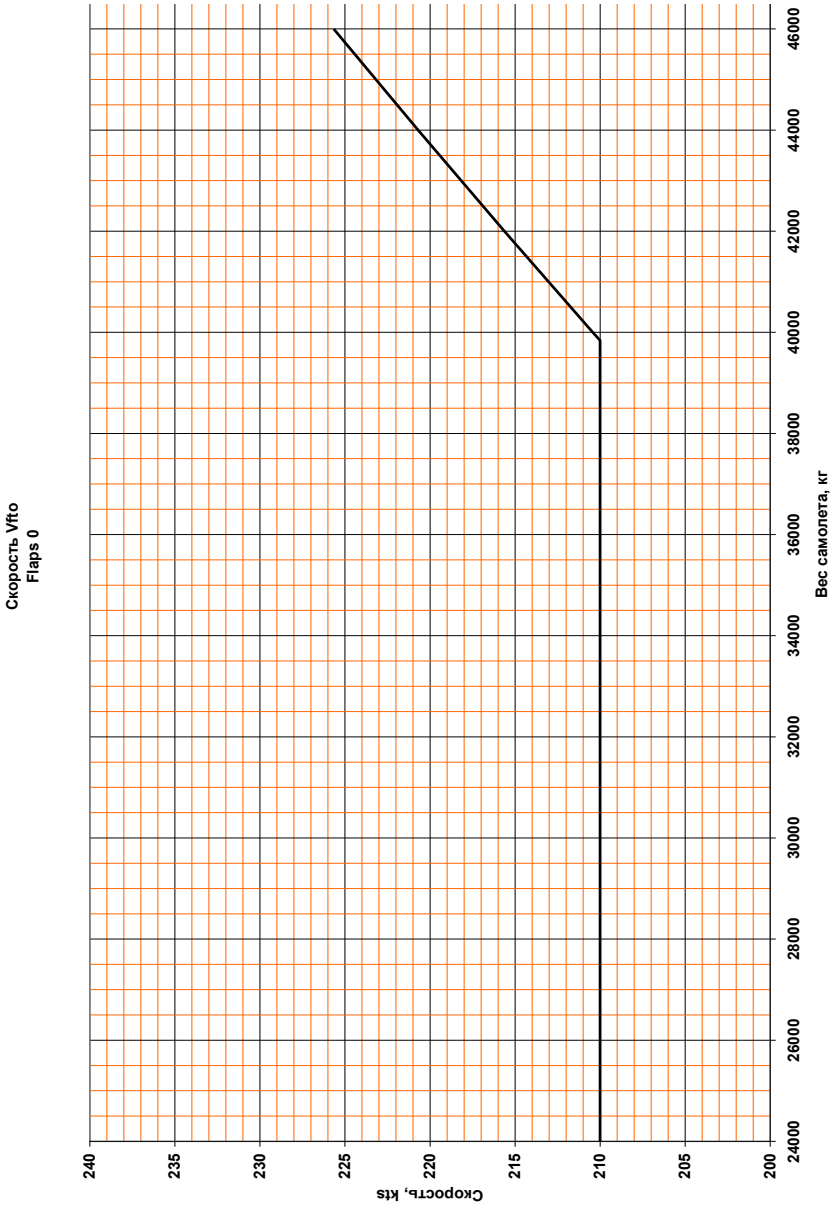


Рисунок 4.15. 7

ЗАРЕЗЕРВИРОВАНО

© ЗАО «ГСС» 05 ДЕК 10

ДОПОЛНЕНИЯ

6.01.00 ПЕРЕЧЕНЬ ОТКЛОНЕНИЙ В КОНФИГУРАЦИИ ВОЗДУШНОГО СУДНА

6.02.00 ЗАРЕЗЕРВИРОВАНО

6.02.01 ЗАРЕЗЕРВИРОВАНО

6.02.02 ЗАРЕЗЕРВИРОВАНО

6.02.03 ЗАРЕЗЕРВИРОВАНО

6.02.04 ЗАРЕЗЕРВИРОВАНО

6.02.05 ЗАРЕЗЕРВИРОВАНО

ПРИЛОЖЕНИЯ

6.03.01 ЗАРЕЗЕРВИРОВАНО

6.03.02 ЗАРЕЗЕРВИРОВАНО

6.03.03 ЗАРЕЗЕРВИРОВАНО

6.03.04 ЗАРЕЗЕРВИРОВАНО

6.03.05 ЗАРЕЗЕРВИРОВАНО

6.03.06 ЗАРЕЗЕРВИРОВАНО

6.03.07 ЗАРЕЗЕРВИРОВАНО

6.03.08 ЗАРЕЗЕРВИРОВАНО

6.03.09 ЗАРЕЗЕРВИРОВАНО

6.03.10 ЗАРЕЗЕРВИРОВАНО

6.03.11 ЗАРЕЗЕРВИРОВАНО

6.03.12 ЗАРЕЗЕРВИРОВАНО

6.03.13 ЗАРЕЗЕРВИРОВАНО

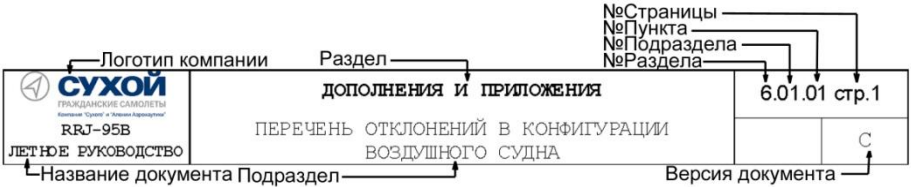
© ЗАО «ГСС» 05 ДЕК 10

6.01.01 СОДЕРЖАНИЕ
6.01.02 ОГРАНИЧЕНИЯ
СИСТЕМА 21 – КОНДИЦИОНИРОВАНИЕ
СИСТЕМА 22 - АВТОМАТИЧЕСКОЕ УПРАВЛЕНИЕ ПОЛЕТОМ
СИСТЕМА 23 - СВЯЗНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ
СИСТЕМА 24 – ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЕ
СИСТЕМА 25 - ОБОРУДОВАНИЕ КАБИНЫ ЭКИПАЖА И АВАРИЙНО-СПАСАТЕЛЬНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ
СИСТЕМА 26 - ПОЖАРНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ
СИСТЕМА 28 - ТОПЛИВНАЯ
СИСТЕМА 29 - ГИДРАВЛИЧЕСКАЯ
СИСТЕМА 30 - ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНАЯ
СИСТЕМА 31 - ПРИБОРНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ
СИСТЕМА 32 – ШАССИ
СИСТЕМА 33 – ОСВЕЩЕНИЕ
СИСТЕМА 34 - НАВИГАЦИОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ
СИСТЕМА 35 - КИСЛОРОДНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ
СИСТЕМА 36 - ПНЕВМАТИЧЕСКАЯ
СИСТЕМА 38 - ВОДОСНАБЖЕНИЕ И УДАЛЕНИЕ ОТХОДОВ
СИСТЕМА 45 - БОРТОВАЯ СИСТЕМА ТЕХНИЧЕСКОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ
СИСТЕМА 49 - ВСПОМОГАТЕЛЬНАЯ СИЛОВАЯ УСТАНОВКА
СИСТЕМА 52 - ДВЕРИ, ЛЮКИ, СТВОРКИ
СИСТЕМА 70 - СИЛОВАЯ УСТАНОВКА

6.01.01 СОДЕРЖАНИЕ

Информация содержащаяся в колонтитулах.

Страницы пронумерованы с указанием принадлежности к определенным разделам, подразделам и пунктам. Для определения применимости каждой страницы используется информация, размещенная в колонтитулах:



6.01.02 ОГРАНИЧЕНИЯ

Все элементы перечня отклонений в конфигурации ВС (CDL) соответствуют эксплуатационным ограничениям ВС, требованиям Сертификационного базиса и обеспечивают выполнение стандартных эксплуатационных, аварийных или особых процедур, которые определены в ЛР воздушного судна.

При эксплуатации ВС с использованием CDL ограничения (согласно CDL) должны быть указаны на трафарете, помещенном в кабине экипажа на месте, хорошо видном для членов экипажа.

Командир корабля должен быть каждый раз информирован о транспортной операции с отсутствующей деталью (деталями) путем перечисления отсутствующих деталей в информации экипажу.

Эксплуатант должен записать в бортовой журнал отсутствующие детали для каждого полета.

Все элементы вторичной конструкции (ЭВК), не включенные в CDL, перед вылетом должны быть в исправном состоянии.

Если потеря или повреждение какого-то ЭВК происходит в полете, последующий вылет возможен только при условии удовлетворения требований CDL. Это не исключает возможности выдачи разового разрешения (в соответствии с нормативными требованиями Авиационных Администраций) на перегонку ВС в пункт, где возможно произвести соответствующий ремонт или замену этого ЭВК.

Может отсутствовать не более чем одна деталь из любой одной системы, если только в CDL не указаны специальные комбинации отсутствующих деталей. Если не указано иначе, могут отсутствовать детали от разных систем. Ухудшение характеристик носит накопительный характер, если только специально определены величины ухудшения характеристик не указаны для комбинации отсутствующих деталей.

Не более трех деталей, отсутствие каждой из которых, как определено, вызывает незначительное ухудшение характеристик, могут отсутствовать при взлете без учета ухудшения характеристик. Если более чем три детали отсутствуют, то потери для каждой отсутствующей детали из-за ухудшения характеристик могут составить или 0,05 % максимального взлетного веса или 50 кг, в зависимости от того, какая из этих величины меньше для режимов взлета, полета по маршруту и посадки.

СИСТЕМА 21 – КОНДИЦИОНИРОВАНИЕ

Подсистема	Название элемента	1. Количество элементов, установленных на самолете для нормальной эксплуатации за исключением случаев, описанных в колонке 2.	2. Примечания и/или исключения

СИСТЕМА 22 - АВТОМАТИЧЕСКОЕ УПРАВЛЕНИЕ ПОЛЕТОМ

Подсистема	Название элемента	1. Количество элементов, установленных на самолете для нормальной эксплуатации за исключением случаев, описанных в колонке 2.	2. Примечания и/или исключения

СИСТЕМА 23 - СВЯЗНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

Подсистема	Название элемента	1. Количество элементов, установленных на самолете для нормальной эксплуатации за исключением случаев, описанных в колонке 2.	2. Примечания и/или исключения

СИСТЕМА 24 – ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЕ

Подсистема	Название элемента	1. Количество элементов, установленных на самолете для нормальной эксплуатации за исключением случаев, описанных в колонке 2.	2. Примечания и/или исключения

СИСТЕМА 25 - ОБОРУДОВАНИЕ КАБИНЫ ЭКИПАЖА И АВАРИЙНО-СПАСАТЕЛЬНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

Подсистема	Название элемента	1. Количество элементов, установленных на самолете для нормальной эксплуатации за исключением случаев, описанных в колонке 2.	2. Примечания и/или исключения

СИСТЕМА 26 - ПОЖАРНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

Подсистема	Название элемента	1. Количество элементов, установленных на самолете для нормальной эксплуатации за исключением случаев, описанных в колонке 2.	2. Примечания и/или исключения

СИСТЕМА 28 - ТОПЛИВНАЯ

Подсистема	Название элемента	1. Количество элементов, установленных на самолете для нормальной эксплуатации за исключением случаев, описанных в колонке 2.	2. Примечания и/или исключения

СИСТЕМА 29 - ГИДРАВЛИЧЕСКАЯ

Подсистема	Название элемента	1. Количество элементов, установленных на самолете для нормальной эксплуатации за исключением случаев, описанных в колонке 2.	2. Примечания и/или исключения

СИСТЕМА 30 - ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНАЯ

Подсистема	Название элемента	1. Количество элементов, установленных на самолете для нормальной эксплуатации за исключением случаев, описанных в колонке 2.	2. Примечания и/или исключения

СИСТЕМА 31 - ПРИБОРНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

Подсистема	Название элемента	1. Количество элементов, установленных на самолете для нормальной эксплуатации за исключением случаев, описанных в колонке 2.	2. Примечания и/или исключения

СИСТЕМА 32 – ШАССИ

Подсистема	Название элемента	1. Количество элементов, установленных на самолете для нормальной эксплуатации за исключением случаев, описанных в колонке 2.	2. Примечания и/или исключения

СИСТЕМА 33 – ОСВЕЩЕНИЕ

Подсистема	Название элемента	1. Количество элементов, установленных на самолете для нормальной эксплуатации за исключением случаев, описанных в колонке 2.	2. Примечания и/или исключения

СИСТЕМА 34 - НАВИГАЦИОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

Подсистема	Название элемента	1. Количество элементов, установленных на самолете для нормальной эксплуатации за исключением случаев, описанных в колонке 2.	2. Примечания и/или исключения

СИСТЕМА 35 - КИСЛОРОДНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

Подсистема	Название элемента	1. Количество элементов, установленных на самолете для нормальной эксплуатации за исключением случаев, описанных в колонке 2.	2. Примечания и/или исключения

СИСТЕМА 36 - ПНЕВМАТИЧЕСКАЯ

Подсистема	Название элемента	1. Количество элементов, установленных на самолете для нормальной эксплуатации за исключением случаев, описанных в колонке 2.	2. Примечания и/или исключения

СИСТЕМА 38 - ВОДОСНАБЖЕНИЕ И УДАЛЕНИЕ ОТХОДОВ

Подсистема	Название элемента	1. Количество элементов, установленных на самолете для нормальной эксплуатации за исключением случаев, описанных в колонке 2.	2. Примечания и/или исключения

СИСТЕМА 45 - БОРТОВАЯ СИСТЕМА ТЕХНИЧЕСКОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ

Подсистема	Название элемента	1. Количество элементов, установленных на самолете для нормальной эксплуатации за исключением случаев, описанных в колонке 2.	2. Примечания и/или исключения

СИСТЕМА 49 - ВСПОМОГАТЕЛЬНАЯ СИЛОВАЯ УСТАНОВКА

Подсистема	Название элемента	1. Количество элементов, установленных на самолете для нормальной эксплуатации за исключением случаев, описанных в колонке 2.	2. Примечания и/или исключения

СИСТЕМА 52 - ДВЕРИ, ЛЮКИ, СТВОРКИ

Подсистема	Название элемента	1. Количество элементов, установленных на самолете для нормальной эксплуатации за исключением случаев, описанных в колонке 2.	2. Примечания и/или исключения

СИСТЕМА 70 - СИЛОВАЯ УСТАНОВКА

Подсистема	Название элемента	1. Количество элементов, установленных на самолете для нормальной эксплуатации за исключением случаев, описанных в колонке 2.	2. Примечания и/или исключения
	Элементы крепления такелажного узла и заглушка такелажного узла		
	Задние и передние штанги-фиксаторы открытого капота		
	Вихрегенераторы		
	Люк доступа к клапану воздушного стартера и направляющая инструмента		
	Такелажный узел и заглушки такелажного узла		
	Оси крепления сопла (кронштейна навески)		
	Z -образный обтекатель		
	Стойка (расположен 6 часов)		
	Такелажные узлы		
	Заглушки такелажного узла		
	Система привода С-образного канала		
	Панели доступа к системе деактивации		

Подсистема	Название элемента	1. Количество элементов, установленных на самолете для нормальной эксплуатации за исключением случаев, описанных в колонке 2.	
	Такелажные узлы		
	Заглушки такелажных узлов		
	Болт деактиватор/Кронштейн хранения		
	Ролик первичного замка и крепление ролика		
	Ролик третичного замка и крепление ролика		